26023/31г.

МЕЖПЛАНЕТНЫЕ СООБЩЕНИЯ

Н. А. РЫНИН

К. Э. ЦИОЛКОВСКИЙ

ЕГО ЖИЗНЬ, РАБОТЫ И РАКЕТЫ

1931

Н. А. РЫНИН

МЕЖПЛАНЕТНЫЕ СООБЩЕНИЯ

РУССКИЙ ИЗОБРЕТАТЕЛЬ И УЧЕНЫЙ

КОНСТАНТИН ЭДУАРДОВИЧ

ЦИОЛКОВСКИЙ

ЕГО БИОГРАФИЯ, РАБОТЫ И РАКЕТЫ

ЛЕНИНГРАД

1931

Отпечатано в типографии
„ПРОФИНТЕРН“
Ленинград,
Екатерингофский, 87.
Тираж 1000 экз.
Зак. 6828.
Ленинградский
Областлит № 15628.
1931.

Константин Эдуардович Циолковский в 1924 г.
(Родился 5 сентября 1857 г.).

ПРЕДИСЛОВИЕ.

Настоящее сочинение является седьмым независимым выпуском из серии работ, предпринятых автором под общим заглавием „Межпланетные Сообщения“. Шесть выпусков уже вышли в свет, а именно:

Выпуск 1-й. „Мечты, легенды и первые фантазии“. Лгр. 1928 г.

„ 2-й. „Космические корабли в фантазиях романистов“. Лгр. 1928 год.

Выпуск 3-й. „Теория реактивного движения“. Лгр. 1929 г.

„ 4-й. „Ракеты“. Лгр. 1929 г.

„ 5-й. „Суперавиация и суперартиллерия“. Лгр. 1929 г.

„ 6-й. „Лучистая энергия“. Лгр. 1931 г.

Следующие два выпуска, именно:

Выпуск 8-й. „Теория космического полёта“ и

„ 9-й „Астронавигация“.

Летопись и библиография“, хотя и готовы к печати, но, по материальным условиям, неизвестно, когда выйдут в свет.

Наконец, выпуск 10-й, перевод книги Г. Оберта (3-е издание) „Пути к космическому полету“, принят к печати государственным издательством.

Настоящий 7-й выпуск, посвященный жизни и работам К. Э. Циолковского, выходит в серии „Межпланетных Сообщений“ потому, что работы К. Циолковского в этой области являются весьма обширными, он первый дал теорию полета космической ракеты, и, наконец, большая часть этой книги заключает в себе описание работ К. Циолковского именно в этой области.

Все замечания по поводу вышедших в свет выпусков и требования о высылке их читатели благоволят направлять автору по адресу:

Ленинград, Коломенская ул., д. № 37, кв. № 25.
Николаю Алексеевичу Рынину.

Ленинград,
1 апреля 1931 г.

ВВЕДЕНИЕ.

Константин Эдуардович Циолковский, русский ученый и изобретатель, известен многим как самобытный исследователь в самых разнообразных вопросах науки и техники. Несмотря на свои преклонные лета (род. в 1857 г.), он до настоящего времени продолжает свои работы в Калуге. Многочисленные его печатные труды широко распространены в СССР. Некоторые из них переведены и за границей. Много, как он и сам говорит, ему еще предстоит сделать. Хотя современникам вообще трудно дать правильную оценку работ и описать жизнь человека, выделяющегося из общего уровня, однако, нам казалось, что описание его жизни и главнейших работ было бы интересно уже и теперь, хотя бы оно по указанной выше причине было и не совсем полно и объективно.

Издание этой книги приурочивается к наступающему в 1932 году 75-летию со дня его рождения.

Н. Рынин.

ВВЕДЕНИЕ

ГЛАВА ПЕРВАЯ.

Биография К. Э. Циолковского.

Общие биографические сведения.

Константин Эдуардович Циолковский принадлежит к той редкой категории людей, которые свою жизнь отдают любимой идее и, невзирая на окружающие тяжелые материальные и моральные условия, не изменяют ей, перенося большие лишения, но продолжая работать в любимой области. Деятельность и работы К. Циолковского многогранны: он разрабатывал вопросы воздухоплавания, аэродинамики, физики, астрономии, межпланетных сообщений, естествознания, но в то же время он и философ и писатель.

Приходится удивляться его юношеской энергии, с которой он, будучи уже стариком, продолжает интересоваться и работать в различных областях науки. Жизнь и работа его могут служить прекрасным примером того, как много может изобрести и дать людям человек, несмотря на окружающие его самые неблагоприятные для его работы условия.

Главнейшими и повидимому наиболее интересовавшими К. Циолковского, в особенности за последнее время, работами были работы, относящиеся к металлическому дирижаблю и к межпланетному кораблю-ракете. Однако, нам кажется, что не менее, если даже не более, ценны его труды по теории авиации и экспериментальные работы в области аэродинамики. Он был, на наш взгляд, первым в России, который устроил аэродинамическую трубу и произвел с ней ряд интересных опытов по определению сопротивления воздуха для разных тел (в 1891 г.).

Его же сочинение „Аэроплан или птицеподобная (авиационная) летательная машина“, изданное в 1895 г., т. е. за 8 лет до первых опытов братьев Райт, показывает, насколько он предвидел значение и основные свойства авиации.

Его работы по расчету оболочек дирижаблей и проверке этого расчета методом гидростатического испытания в лаборатории (1893 г.) до сих пор являются классическими.

Везде, во всех своих работах, К. Циолковский проявляет оригинальность и самобытность, и, хотя условия работ в Калуге, городе, в котором он провел почти свою жизнь, не давали ему возможности следить за литературой интересовавших его вопросов, тем не менее, он по раз-

ным вопросам опережал многих европейских ученых, а по некоторым — независимо приходил к тем же выводам, которые получались за границей.

Мы здесь не задаемся целью дать полную биографию К. Циолковского, — ему многое еще предстоит совершить, — а даем лишь его автобиографию, которую он по нашей просьбе сообщил нам для этой книги. Перед автобиографией помещаем его сопроводительное к нам письмо.

Письмо К. Циолковского к Н. А. Рынину.
(11 июня 1926 г.).

Глубокоуважаемый
Николай Алексеевич.

Посылаю Вам свои автобиографические сведения. Они, может быть, Вам не понравятся, но больше ничего не могу дать, и не спрашивайте.

Против Ваших добрых намерений [1] я разумеется ничего не имею и благодарю за них. Фотографию свою высылаю. Она снята летом 1924 г. Это письмо может служить Вам и автографом к Вашей статье о моих трудах.

В Москве сделана по моему проекту латунная модель оболочки моего дирижабля. Она занимает большую мастерскую в коммунистическом университете. Производит глубокое впечатление и дает веру в осуществимость металлического дирижабля. Длина модели 10 метров, высота — 2 метра. Будут ли продолжаться работы, наверно не знаю.

С совершенным почтением остаюсь

К. Циолковский.

Автобиография К. Э. Циолковского [2].

Родился я 5 сентября 1857 г. [3] в селе Ижевском, Спасского уезда, Рязанской губернии. Родители были бедны — отец — неудачник, изобретатель и философ [4]. Мать, как говаривал отец, таила в себе искру таланта. Между родными матери были большие искусники.

---

[1] Сделать в этой книге изложение его работ о межпланетных сообщениях и дать его биографию.

[2] Составлено на основании: а) личного его письма к нам от 11 июня 1926 г., б) автобиографического очерка, помещенного в его книге „Простое учение о воздушном корабле", Калуга, 1904 г. в) предисловия к его книге „Вне земли", Калуга, 1920 г. и г) биографии в книге „Космические ракетные корабли", Калуга, 1929 стр., 3.

[3] Судя по надписи на присланной нам его фотографической карточке, годом его рождения следует считать 1857 (надпись на карточке: лето 1924 г. — 67 лет). Смотри также „Отклики литературные", стр. 25.

[4] Лесничий.

Мне было лет 8—9, когда моя мать показывала нам, детям, аэростат из коллодиума. Он был крохотный, надувался водородом и занимал меня тогда как игрушка.

На десятом году я оглох от скарлатины, и слух мой плохо восстановлялся. Со сверстниками и в обществе я часто попадался впросак и, конечно, был смешон со своей глухотою. Это удаляло меня от людей и заставляло от скуки читать, сосредоточиваться и мечтать. Оскорбленное самолюбие искало удовлетворения. Явилось желание подвигов, отличий, и в 11 лет я начал с писания нелепейших стихов.

Лет 14 я получил некоторое теоретическое понятие об аэростате из физики Гано. Попробовал было надуть водородом мешок из папиросной бумаги, но опыт не удался. Кажется, я тогда сильно увлекался механическим летанием с помощью крыльев. Я также делал плохие токарные станки, на которых все-таки можно было точить, устраивал разные машины и, между прочим, коляску, которая должна была ходить во все стороны с помощью ветра. Модель прекрасно удалась и ходила на крыше, по доске, против ветра. Отец был очень доволен, и изобретателя совлекли с крыши, чтобы показать машину гостям в комнате. Тут опыт также блестяще удавался. Ветер же я производил с помощью мехов.

Черт. 2. К. Э. Циолковский в 1862 г.

Потом я уже начал строить коляску для собственных путешествий, отказывался от завтраков, чтобы тратить деньги на гвозди и на разную дрянь. Но подвиг сей не увенчался успехом: отчасти нехватило терпения и материалов, отчасти надоело голодать, отчасти же я стал смекать, что это вещь непрактичная и не стоит выеденного яйца.

Одновременно у меня ходила по полу и другая модель: коляска, приводимая в движение паровой машиной турбинной системы.

Воздухоплаванием, в особенности газовым, я занимался тогда мало; лет 15—16 я познакомился с начальной математикой и тогда мог более серьезно заняться физикой. Более всего я увлекся аэростатом и уже имел достаточно данных, чтобы решить вопрос: каких размеров должен быть воздушный шар, чтобы подниматься на воздух с людьми, будучи сделан из металлической оболочки определенной толщины. Мне было ясно, что толщина оболочки может возрастать беспредельно при увеличении размеров аэростата. С этих пор мысль о металлическом аэростате засела у меня в мозгу. Иногда она меня утомляла, и тогда я по

месяцам занимался другим, но в конце концов я возвращался к ней опять. Систематически я учился мало, в особенности впоследствии: я читал только то, что могло мне решить интересующие меня вопросы, которые я считал важными. Так, учение о центробежной силе меня интересовало потому, что я думал применить ее к поднятию в космические пространства. Был момент, когда мне показалось, что я решил этот вопрос (16 лет). Я был так взволнован, даже потрясен, что не спал целую ночь — бродил по Москве и все думал о великих следствиях моего открытия. Но уже к утру я убедился в ложности моего изобретения. Разочарование было так же сильно, как и очарование. Эта ночь оставила след на всю мою жизнь, через 30 лет я еще вижу иногда во сне, что поднимаюсь к звездам на моей машине и чувствую такой же восторг, как в ту незапамятную ночь.

Малую дань отдал я и „Perpetuum mobile“, но, слава богу, заблуждение продолжалось лишь несколько часов, и причиной его был неправильно понятый магнетизм.

Мысль о сообщении с мировым пространством не оставляла меня никогда. Она побудила меня заниматься высшей математикой. Потом— в 1895 г. я осторожно высказал разные мои соображения по этому поводу в сочинении „Грезы о земле и небе“ и далее (1898 г.) в труде „Исследование мировых пространств реактивными приборами“, напечатанном в „Научном Обозрении“ (№ 5, 1903 г.).

Астрономия увлекала меня потому, что я считал и считаю до сего времени не только землю, но отчасти и вселенную достоянием человеческого потомства. Мой рассказ „На луне“ и статьи „Тяготение как источник мировой энергии“ и другие доказывают мой неослабный интерес к астрономии.

Книг было тогда, вообще, мало, и у меня в особенности. Поэтому приходилось больше мыслить самостоятельно и часто итти по ложному пути. Нередко я изобретал и открывал давно известное. Я учился, творя, хотя часто неудачно и с опозданием. Так, даже в 1881 году я разработал теорию газов, не зная того, что я опоздал на 24 года. Зато я привык мыслить и относиться ко всему критически. Впрочем, самобытность, я думаю, была в моей природе. Глухота же и невольное удаление от общества только расширили мою самодеятельность.

Неимение книг и учителей делали то же; глухота лишила меня школы, хотя мне и пришлось потом сдавать экзамены и получать права. Я был учителем математики и физики чуть не сорок лет (с 1871 г.). Через мои руки прошло около 500 человек учеников и 2000 девиц, окончивших среднюю школу [1]. Все же учителей, кроме ограниченного количества и сомнительного качества книг, у меня не было, и меня можно считать самоучкой чистой крови.

---

[1] В 1882 г. — учитель уездного училища в городе Боровске, Калужской губернии, с 1892 г. — учитель женского епархиального училища в Калуге.

Я так привык к самостоятельной работе, что, читая учебники, считал более легким для себя доказать теорему без книги, чем вычитывать из нее доказательство. Лишь не всегда это удавалось.

Лет 23 — 24, будучи уже учителем, я представил ряд своих работ — „Теорию газов“, „Механику животного организма“, „Продолжительность лучеиспускания звезд“ — в С.-Петербургское Физико-Химическое Общество. Содержимое их несколько запоздало, т. е. я сделал самостоятельно открытия, уже сделанные ранее другими.

Тем не менее Общество отнеслось ко мне с большим вниманием, чем поддержало мои силы. Быть может, оно и забыло меня, но я не забыл Боргмана, Менделеева, Фандер Флита, Бобылева и в особенности Сеченова.

Черт. 3. К. Э. Циолковский в 1903 г.

Лет 25 — 28 я очень увлекся усовершенствованием паровых машин. У меня была металлическая и даже деревянная (цилиндр был действительно деревянный) паровые машины, обе дрянные, но все-таки действующие.

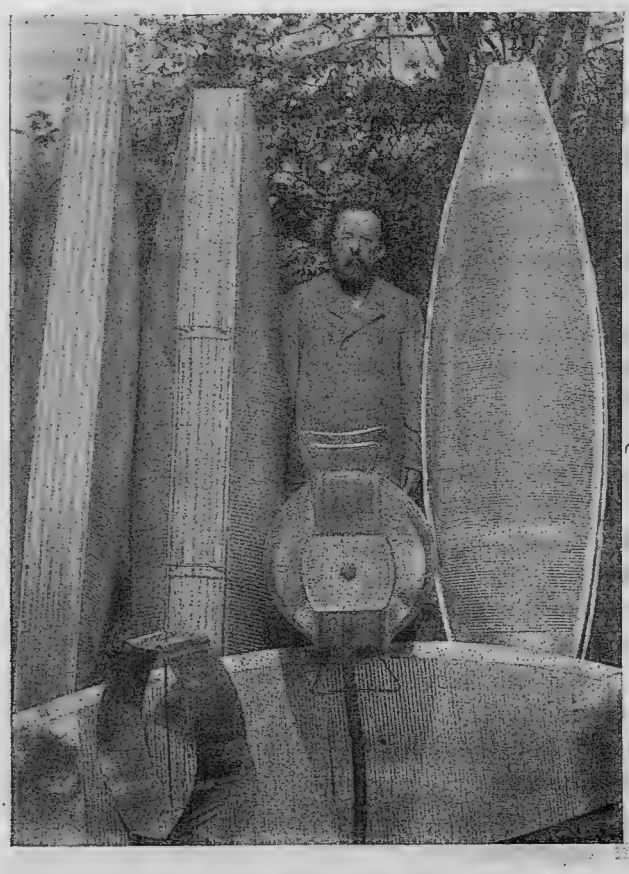
Попутно я делал недурные воздуходувки и разные насосы, которые я никуда не сбывал, а делал только из любознательности и в виде опыта, а также для паяния и кования.

Через несколько лет я все это бросил, потому что ясно увидел, как я бессилен в техническом отношении и по части реализования моих идей; поэтому в 1885 году, имея 28 лет, я твердо решился отдаться воздухоплаванию и теоретически разработать металлический управляемый аэростат. Работал я два года почти непрерывно. Я был всегда страстным учителем и приходил из училища сильно утомленным, так как большую часть сил оставлял там. Только к вечеру я мог приняться за свои вычисления и опыты. Как же быть? Времени было мало, да и сил также, которые я отдавал ученикам; и я придумал вставать чуть свет и, уже поработавши над своим сочинением, отправляться в училище.

После этого двухлетнего напряжения сил у меня целый год чувствовалась тяжесть в голове. Как бы то ни было, но весною 1887 года я делал первое публичное сообщение о металлическом управляемом аэростате в Москве в Обществе любителей естествознания. Отнеслись ко мне довольно добродушно, сочувственно, в особенности Як. Игн. Вейнберг. Делали незначительные возражения, на которые легко было отвечать. Могли бы сделать и более серьезные возражения, но их не делали благодаря малому знакомству с делом воздухоплавания и недо-

статком моей рукописи. Она содержала около 120 писчих листов (480 стр.) и 800 формул (цела и теперь). Профессор Столетов передал ее на рассмотрение профессору Жуковскому. Я не считал свою работу полной и даже просил не делать о ней отзыва, а только для пользы моего дела перевести меня в Москву.

Мне это обещали, но перевод по разным обстоятельствам все-таки не состоялся. Я был совсем болен, потерял голос, пожар уничтожил мою библиотечку и мои модели, но рукопись находилась тогда у проф. Жуковского и хранится у меня до сих пор. Называется она „Теория аэростата". Через год я немного оправился и опять принялся за работу.



Черт. 4. К. Э. Циолковский в 1913 г.

Осенью 1890 года через посредство Д. И. Менделеева я послал в имп. Р. Техническое Общество мой новый труд: „О возможности построения металлического аэростата." Вместе с тем я выслал модель аэростата, складывающегося в плоскость, в 1 арш. длины. Вскоре из газет я узнал, что Общество нашло мои выкладки и идеи вполне правильными. Затем мне выслали и копию с мнения VII отдела Техн. Общества. Разумеется, этот отзыв влил в меня некоторое количество бодрости.

Труд о летании посредством крыльев показал мне, что этот способ требует далеко не такой малой энергии, как кажется с поверхностного взгляда, что впоследствии и подтвердилось на практике. Вследствие этого меня опять стало клонить к аэростату. Помню, очень напряженные занятия привели меня к новому труду, называвшемуся „Аэростат металлический, управляемый". Один из моих братьев и мои знакомые помогли мне издать его в 1892 г. Кажется никогда я не испытывал такого блаженства, как при получении (уже в Калуге) корректуры этого труда.

В 1894 году я отдал последнюю дань увлечения аэропланом, напечатав в журнале „Наука и Жизнь“ теоретическое исследование „Аэроплан“, но и в этом труде я указал на преимущество газовых, металлических, воздушных кораблей.

Споры об аэростате и аэроплане снова натолкнули меня на мысли заняться опытами по сопротивлению воздуха. Г. Поморцев и другие теоретики находили сопротивление аэростатов громадным. Мои опыты показали, что оно далеко не так значительно и коэффициент сопротивления уменьшается с увеличением скорости движения аэростата. Опыты производились отчасти в комнате, отчасти на крыше, в сильный ветер. Помню, как я был радостно взволнован, когда коэффициент сопротивления при сильном ветре оказался мал; я чуть кубарем не скатился с крыши, и земли под собой не чувствовал.

Сочувствие прессы к моим трудам сопровождалось пожертвованиями от разных лиц на дело воздухоплавания. Всего получено было мною 55 рублей, которые я и употребил на производство новых опытов по сопротивлению воздуха. Принимал я эти деньги со скрежетом зубов и затаенной душевной болью, так как некоторые, не поняв статьи Голубицкого, помещенной о моих работах в „Калужском Вестнике“ (1897 г.), прямо жертвовали на бедность. Я даже заболел, но все-таки терпел, надеясь на возможность дальнейших работ. Но, увы, несмотря на порядочный шум газет, сумма оказалась чересчур незначительной. Так, Питер выслал 4 рубля, но утешил меня тем, что своими лептами не оскорбил меня, жертвуя только на воздухоплавание. Как бы то ни было, спасибо Обществу и за то, так как я многое разъяснил себе произведенными опытами, которые описал, так же, как и устроенные мною приборы, в „Вестнике опытной физики“, в статье. „Давление воздуха на поверхности, введенные в искусственный воздушный поток“ (1899 г.). Работа эта была представлена мною в имп. Академию Наук. Академик Рыкачев сделал о ней благоприятный доклад Академии, которая, благодаря этому, выдала мне, по моей просьбе, 470 рублей на продолжение опытов.

Года через полтора мною был послан в Академию подробный доклад об опытах, состоящий из 80 писчих листов текста и 58 таблиц-чертежей. Краткое извлечение из этого доклада было поздней напечатано под заглавием: „Сопротивление воздуха и воздухоплавание“. После этой работы я некоторое время продолжал свои опыты, которые, связанные отчасти с разными вычислениями, постепенно выясняли мне истину сопротивления воздуха. Каждый трудовой шаг приближал меня к ней и был вернее предшествующего, но и последний мой шаг не донес меня, конечно, до истины абсолютной.

Я бы желал еще предпринять это путешествие по стезям истины, но где взять силы, где взять средства и поддержку? При своих опытах я сделал много новых выводов, но новые выводы встречаются учеными недоверчиво. Эти выводы могут подтвердиться повторением моих трудов каким-нибудь экспериментатором, но когда же это будет?.

Тяжело работать в одиночку многие годы, при неблагоприятных условиях, и не видеть ниоткуда ни просвета, ни поддержки. Правда, изредка я встречал и сочувствие. Например, в Калуге целая группа техников-практиков признала мой проект воздушного корабля осуществимым. Почему же после этого не надеяться, что он будет признан

Черт. 5. К. Э. Циолковский со своим внуком в 1928 г.

таким же и всеми мыслящими и знающими людьми. А тогда и до осуществления недалеко.

В двадцатых годах, по слабости здоровья, я оставил учительский труд. Хотя на лекциях мне приходилось больше говорить, чем слушать, хотя мне не нравились ученические экзамены, но это не мешало мне любить свою учительскую деятельность. Только она отнимала у меня все силы и оставляла очень немного для пополнения знаний и самосто-

ятельных трудов. Писал, вычислял и работал руками я больше всего на праздники и каникулы.

Я разработал некоторые стороны вопроса о поднятии в пространство с помощью реактивного прибора, подобного ракете. Математические выводы, основанные на научных данных и много раз проверенные, указывают на возможность с помощью таких приборов подниматься в небесное пространство и, может быть, основывать поселения за пределами земной атмосферы. Пройдут, вероятно, сотни лет, прежде чем высказанные мною взгляды найдут применение, и люди воспользуются ими, чтобы рассеяться не только по лицу земли, но и по лицу всей вселенной.

Почти вся энергия солнца пропадает в настоящее время бесполезно для человечества. (Земля получает в два миллиарда раз менее, чем испускает солнце). Что странного в идее воспользоваться этой энергией? Что странного в мысли воспользоваться и окружающим земной шар беспредельным пространством? Во всяком случае, неужели грешно высказывать подобные идеи, раз они являются плодом серьезного труда.

Тугой слух с детства, разумеется, сказался в полном незнании жизни и в отсутствии связей. Может быть это послужило и причиною того, что даже к 68 годам моей жизни я не выдвинулся и не имел серьезного успеха.

Вся моя жизнь состояла из размышлений, вычислений, практических работ (две грыжи нажил) и опытов. Меня всегда сопровождала домашняя мастерская. Если она разрушалась, например, на пожаре или наводнении, то я снова ее заводил или пополнял.

Скучно говорить о себе и мелочах жизни, когда так много осталось еще нерешенных вопросов, незаконченных или неизданных трудов. Самое главное еще впереди. Хватит ли сил, умею ли осуществить эти задуманные работы? [1]

Константин Циолковский.

Список печатных сочинений К. Э. Циолковского.

1891 г. „Давление жидкости на равномерно движующуюся в ней плоскость". Москва. (Тр. О. Л. Е. Физ. Отд. Т. IV).

„Как предохранить нежные вещи от толчков. Москва. (Тр. О-во Люб. Ест.).

1892 г. „Аэростат металлический, управляемый". Москва.

1893 г. „Аэростат металлический управляемый". Вып. 2-й. Калуга.

„Возможен ли металлический аэростат". Москва („Наука и Жизнь" № 51-52).

„Тяготение как источник мировой энергии". Москва. („Наука и Жизнь").

„На луне" (Фантастическая повесть), Москва. (Отдельная книжка, а также журнал „Вокруг света").

1895 г. „Аэроплан или птицеподобная (авиационная) летательная машина". Москва. („Наука и Жизнь").

„Грезы о земле и небе". (Москва. Изд. А. Гончарова.) и „Эффекты всемирного тяготения".

---

[1] Заметим, что с К. Э. живет семья из 11 человек: жена 72 лет, дочь-девушка 48 лет, другая дочь с 6-ю детьми и еще сирота от третьей умершей дочери.

1896 г. „Может ли Земля заявить жителям иных планет о существовании на ней разумных существ". Калуга. („Калужский Вестник" № 68).

„Железный управляемый аэростат на 200 человек". Калуга.

1897 г. „Продолжительность лучеиспускания звезд". С. П. Б. („Научное Обозрение").

1898 г. „Самостоятельное горизонтальное движение управляемого аэростата" (новые формулы сопротивления воздуха и движения аэростата). Одесса. („Вест. Оп. Физики").

„Простое учение о воздушном корабле". Москва. („Общедоступная техника"). (повторение с предисловием). Калуга.

1899 г. „Сопротивление воздуха". Москва („Научн. Обозрение").

„Давление воздуха на поверхности, введенные в искусственный поток". Одесса („Вестник Опытной Физики").

1900 г. „Успехи воздухоплавания в XIX веке". („Научн. Обозрение"). СПБ.

1901 г. „Успехи воздухоплавания в XIX веке". Калуга. (Оттиск предыдущего сочин.)

„Вопросы воздухоплавания". (По поводу трудов по воздухоплаванию VII Отдела имп. Русск. Техн. О-ва за период 1895—1900 гг.). Калуга („Научн. Обозрение", отд. оттиск).

1903 г. „Исследование мировых пространств реактивными приборами". Москва („Научное Обозрение").

„Сопротивление воздуха и воздухоплавание". Калуга (оттиск из „Научн. Обозрения").

1904 г. „Простое учение о воздушном корабле и его построении" (2-е изд.). Калуга.

1905 г. „Металлический воздушный корабль". СПБ. („Знание и Искусство" № 9).

1906 — 1908 г. „Аэростат и аэроплан". СПБ. („Воздухоплаватель").

1910 г. „Металлический мешок, изменяющий свой объем и форму в применении к управляемому аэростату и другим телам". СПБ. („Всемирное Техн. Обозрение", № 3). (Отд. оттиск). Калуга.

„Металлический аэростат. Его выгоды и преимущества". СПБ. („Воздухоплаватель", № 11, и „Аэро").

„Реактивный прибор". („Воздухоплаватель", № 2).

1911 г. „Защита аэроната". Калуга.

„Устройство летательного аппарата насекомых и птиц и способы их полета" СПБ. („Техника воздухоплавания").

1911 — 1912 г. „Исследование мировых пространств реактивными приборами". СПБ („Вестник Воздухоплавания", № № 18—22 и 2—9).

1913 г. „Первая модель чисто металлического аэроната из волнистого железа". Калуга.

1914 г. „Исследование мировых пространств реактивными приборами". (Дополнение к I и II частям труда того же названия). Калуга.

„Простейший проект чисто-металлического аэроната из волнистого железа". Калуга.

„Первая модель чисто-металлического аэроната". Калуга.

1914 г. „Второе начало термодинамики". Калуга (Изд. Калужск. О-ва „Изучение Природы Местного Края").

„Нирвана". Калуга.

„Без тяжести", (научно-фантастический рассказ). Журн.

„Природа и Люди". 1914 г., стр. 577 (см. также выше „Грезы", стр. 25).

1915 г. „Таблица дирижаблей из волнистого металла". Калуга.

1. „Дополнительные технические данные к построению металлической оболочки дирижабля без дорогой верфи". Калуга.

1915 г. 2. „Отзыв Леденцовского Общества о моем дирижабле". Калуга.

„Образование земли и солнечных систем". Калуга.

„Общий алфавит и язык". Калуга.

„Знание и его распространение". Калуга.

1916 г. „Горе и гений". Калуга.

1918 г. „Воздушный транспорт". Калуга.

„Гондола металлического дирижабля и органы его управления". Калуга.

1918 г. „Вне земли". Фантастическая повесть. (Журнал „Природа и Люди" 1918 г., №№ 2 — 14. В предисловии к этой повести автор сообщает, что первые главы ее были написаны в 1896 г.).

1919 г. „Кинетическая теория света". „Плотность эфира и его свойства". Калуга.

1920 г. „Богатства вселенной". Калуга.

„Вне Земли" (Повесть). Калуга.

1924 г. „История моего дирижабля". Калуга.

„Ракета в космическое пространство" (2-ое издание).

„Четыре способа носиться над сушей и водой". (Журнал „Воздухоплавание". 1924 г. № 6 — 7, стр. 10). Калуга.

1925 г. „Монизм вселенной". (Конспект. Март 1925 г). Калуга.

„Образование солнечных систем (извлечение из большой рукописи 1924—1925 г. Ноябрь 1925 г.) и Споры о причине космоса." Калуга.

„Причина космоса". Калуга 1925 г.

1926 г. „Исследование мировых пространств реактивными приборами". (Переиздание работ 1903 и 1911 г. с некоторыми изменениями и дополнениями). Калуга 1926 г.

1927 г. „Сопротивление воздуха и скорый поезд". Калуга. 1927 г.

„Общечеловеческая азбука, правописание и язык".

„Космическая ракета". „Опытная подготовка". Калуга. 1927 г.[1]

„Изданные труды К. Э. Циолковского". Калуга.

1928 г. „Отклики литературные". Калуга. 1928 г. (Отзывы о работах К. Ц.).

„Дополнение к „Образованию солнечных систем". Калуга. 1928 г.

„Моя пишущая машинка". „Двигатели прогресса". „Новое о моем дирижабле и последние о нем отзывы". Мелочи. Калуга. 1928 г.

„Любовь к самому себе или истинное себялюбие". Калуга. 1928 г.

„Ум и страсти". Калуга. 1928 г.

„Будущее земли и человечества". Калуга. 1928 г.

„Прошедшее земли". Калуга. 1928 г.

„Воля вселенной". „Неизвестные разумные силы". Калуга.

„Общественная организация человечества". (Вычисления и таблицы). Калуга. 1928 г.

„Дирижабль из волнистой стали". Калуга.

1929 г. „Растение будущего". „Животное космоса". „Самозарождение". Калуга. 1929 г.

„На луне". Фантастическая повесть. 2-ое изд. Лгр. Москва. Госиздат. Ц. 35 к.

„Космические ракетные поезда". (С биографией К. Э. Циолковского. С. В. Бессонова). Калуга. Изд. Коллектив. Секции научных работников.

Рецензия об его книге „Fernflug und Mehrfahraketen", 1929 г. (38 стр.). R. Lademann'a. Z. F. M. 1930 г. St. 310.

„Цели звездоплавания". Калуга (Отзыв. См. журнал „Авиация и Химия". 1930 г., № 4, стр. 3-я, обложка).

„Новый аэроплан". Калуга.

„За атмосферой земли". Приложение № 1 к книге „Новый аэроплан", 9 стр.

„Реактивный двигатель". Приложение № 2 к книге „Новый аэроплан". (3 стр.).

1929 г. „Современное состояние земли". Калуга.

1930 г. „Давление на плоскость при нормальном движении в воздухе". Калуга.

„Стальной дирижабль". (Авиация и химия, 1930 г. № 4, стр. 11).

„Научная этика". Калуга.

„Звездоплавателям". Калуга 1930 г. (Отзыв см. журнал Z. F. M. 1930 г. St. 534).

„Проект металлического дирижабля на 40 человек". Калуга.

Реактивный аэроплан. Калуга. 1930 г.

„От самолета к звездолету". („Искры Науки", № 2 стр. 55. Москва).

---

[1] Реферат об этой работе см. журнал Z. F. M. 1927 г. Seite 482.

Кроме упомянутых работ К. Э. Циолковским печатались еще и другие, мелкие, в журналах „В мастерской природы", „Техника и Жизнь", „Воздухоплавание", „Связь", „Огонек", именно: „Биология карликов и великанов", „Зарождение жизни на земле", „Тяжесть и жизнь", „О дирижабле" и пр.

Рукописи К. Э. Циолковского

по перечням их, приведенным в книгах: „История моего дирижабля". Калуга.

1924 г. стр., 16 и „Кинетическая теория света". Калуга 1919 г., стр. 37.
1883 г. „Теория Газа".
„Подобные организмы".
„Изменения силы тяжести".
1886 г. „Теория аэростата".
1890 г. „К вопросу о летании посредством крыльев".
„О возможности построения металлического аэростата".
1893 г. „Подобные организмы".
1894 г. „Свободное от тяжести пространство".
1896 г. „На планетах".
1901 г. „Отчет для Академии Наук о сделанных мною опытах по сопротивлению воздуха".
1903 г. „Естественные основы нравственности".
1908 г. „Аэростат и аэроплан" (продолжение напечатанной работы под таким же заглавием).
1915 г. „Выделение человека из царства животных".
1916 г. „Развитие души и тела".
„Свободное от тяжести пространство".
„Образование простейших живых существ".
„Условия жизни в иных мирах".
1917 г. „Разговоры о металлическом дирижабле".
„Идеальный строй жизни".
1918 г. „Механика и биология".
„Свойства человека".
„Современные общественные установления".
„Как устроить общество и создать благосостояние"
„Общественный строй".
1918 г. „Приключение атома" (121 стр.).
1919 г. „Первопричина".
„На Весте" (5 стр.). „Мысль" (5 стр.). „Общественные установления" (33 стр.).
„Начало растений на земном шаре" (46 стр.).
1920 г. „Путешествие земли и солнца" (29 стр.).
„Воображение" (10 стр.).
1921 г. „Мировые катастрофы" (30 стр.).
„Из прошлого земли" (6 стр.).
1923 г. „Энергия солнечного лучеиспускания" (по отношению к движению неб. тел) (28 стр., 6 фиг.).
1924 г. „Вода в безводных и безоблачных пустынях" (8 стр. и 1).
„Почему трудно осуществлять мой дирижабль".
„Устройство жилищ в сухих и жарких пустынях" (11 стр. и 7 фиг.).
1926 г. „Простой солнечный нагреватель".
„Галилейский мыслитель".
1927 г. „Условия биологической жизни во вселенной" (9 стр.).
1928 г. „Образование солнечной системы" (выводы) (3 стр.).
„Совершенство вселенной" (7 стр.).
„Эфирный остров" (13 стр.).
„Странный случай в 85 — 86 году". (2 стр.)

1928 г. „Теоремы жизни". „Служат пояснением к Монизму и Этике". (12 стр.).
„Что делать на земле". (27 стр.).
1929 г. Главные выводы из „Нового аэроплана" (4 стр.).
„Доступны ли планеты?" (ответ) (3 стр.).
„Картина вселенной" (28 стр.).
„Общественное устройство" (отрывок, 9 стр.).
„Реактивный аэроплан" (11 стр.).
„Труды о космической ракете" (8 стр.).
„Руководители" (11 стр.).
„Звездоплавание" (3 стр.).

ГЛАВА ВТОРАЯ.

Общий обзор главнейших работ К. Э. Циолковского.

В настоящей работе мы не имеем целью изложить содержание не только всех, но даже многих работ К. Ц., но ограничиваемся лишь схематическим перечнем некоторых его работ по аэродинамике, авиации воздухоплаванию и космографии. Выше помещенный перечень работ его показывает, насколько многогранна его деятельность в научно-исследовательском отношении. Читатель, заинтересованный отдельными его работами, может подробно ознакомиться с ними по источникам, указанным выше. Правда, многие из его работ в настоящее время представляют библиографическую редкость, и было бы необходимо издать полное собрание его сочинений.

Более подробно ниже нами излагается учение К. Ц. о ракетном космическом полете, так как в этом вопросе К. Ц. является первым не только в России, но и во всем мире, давшим научные основания теории такого полета.

Работы по аэродинамике.

Опыты по сопротивлению воздуха К. Циолковский начал тогда (с 1891 г.), когда только очень немногие (например, Д. И. Менделеев и академик Рыкачев) их делали. Первые опыты он производил на свои средства. Потом частные лица, узнав об этом из газет и журналов, пожертвовали на опыты 55 рублей, которые помогли продолжать работу. Наконец, Академия Наук ассигновала 470 руб., на которые К. Ц. произвел в 1900 году еще ряд опытов.

В 1899 году, в Одессе, была издана небольшая (32 стр.) брошюра К. Ц. под заглавием „Давление воздуха на поверхности, введенные в искусственный воздушный поток". Это был отдельный оттиск из журнала „Вестник опытной физики и элементарной математики".

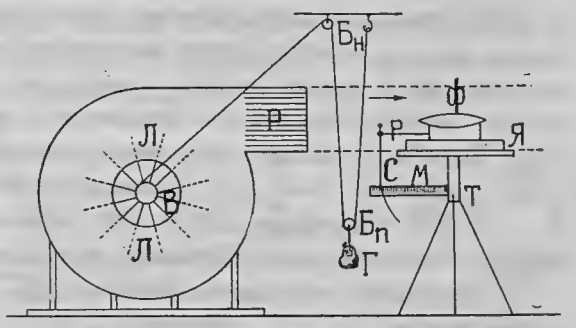
Эта весьма ценная работа, в которой автор, на основании произведенных им самим опытов, выводит основные законы давления воздуха на тела разной формы.

Для этого он, при всей скудости своих материальных средств, построил первую в России аэродинамическую трубу, сконструировал весы к ней и, помещая разные тела в поток воздуха, определял их лобовое сопротивление.

Приводим чертеж установки Циолковского: *РВ*—вентилятор, приводимый в действие грузом *Г* (от $^1/_2$ до 16 фунтов). Площадь поперечного сечения около 1225 *см*^{2} (35 × 35 *см*), скорость воздуха до 5,15 *м/с*. В устье вентилятора для уравнивания потока устанавливалась решетка *Р* длиною в направлении потока 25 *см*; испытываемая модель *Ф* устанавливалась на подставке, плававшей в сосуде с водой *Я*, помещенном на столике *Т*. При давлении воздуха подставка давит при помощи тяги *р* на рычаг *С* и на упругую стрелку *С*, жестко соединенную с станиной *Т*. Конец стрелки скользит вдоль шкалы *М*, по которой производятся отсчеты. Перед опытами шкала *М* тарируется при помощи влияния разных грузов, действующих при помощи нитей и блоков на стрелку *С*.

Скорость потока определялась при помощи давления воздуха на квадратные пластинки, помещенные нормально к потоку.

Испытанию подвергались: 1) пластинки, нормальные к потоку, 2) пластинки под углом к потоку, 3) пластинки с разными отношениями длины к ширине, 4) призмы, 5) цилиндры, 6) многогранники, 7) шары, 8) тела вращения, 9) полуцилиндры, 10) полушары, 11) конуса, 12) модель баллона Шварца. Кроме того определялся коэффициент трения воздуха.



Черт 6. Аэродинамическая труба К. Э. Циолковского в 1896 г.

Приходится лишь удивляться, как К. Ц. удалось при упомянутых условиях работы произвести столь многочисленные и интересные работы и получить результаты, которые с достаточною точностью для того времени выявляли основные законы сопротивления воздуха.

В частности им было подмечено влияние удлинения пластинки на ее сопротивление.

В 1903 году, получив субсидию в 470 р. от Академии Наук, К. Циолковский с новой энергией принимается за производство опытов и строит воздуходувку для получения потока воздуха в 1 кв. аршин поперечного сечения. Результаты этих опытов были им опубликованы в 1903 г. в статье „Сопротивление воздуха и воздухоплавание". Опыты производились на прямоугольные пластинки с разными удлинениями, расположенные нормально и наклонно к потоку, на цилиндры, кривые цилиндрические пластинки, призмы, на поверхности, образованные вращением дуги окружности вокруг хорды и пр.

Всего им были произведены сотни опытов со множеством моделей и определены коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления.

В 1908 году он публикует в журнале „Воздухоплаватель" (№ 8, стр. 277) результаты своих новых опытов над пластинками разных очер-

таний и над кривыми поверхностями; относительно последних он замечает, что крылья выгодно делать продолговатыми, треугольными, с большей кривизной спереди.

В 1930 г. он выпускает новую теоретическую работу „Давление на плоскость при ее нормальном движении в воздухе".

Металлический дирижабль.

Еще в 1890 году К. Циолковский предложил проект металлического дирижабля. Этот проект, по совету Д. И. Менделеева, в 1893 г. обсуждался в 7-м отделе Русск. Техн. О-ва; однако, дальше обсуждений дело не пошло. Идея же постройки металлического дирижабля по временам в разных странах вновь появлялась на свет (дирижабль Шварца, ныне построенный в Америке дирижабль Эпсона Слейта и др.) [1]. Мысли же К. Ц. по вопросу о металлическом дирижабле заслуживают внимания не только потому, что он пропагандировал идею металлического дирижабля тогда, когда у нас в России таких дирижаблей никто еще не предлагал, но и потому, что в основу своего проекта он, в отличие от других проектов, кладет гибкую оболочку из волнистого металла.

Подобная гибкость дает возможность дирижаблю сохранять постоянство подъемной силы при переменном объеме.

В 1892 году появилось в свет первое сочинение К. Ц. об его дирижабле „Аэростат металлический, управляемый". Москва.

Приводим несколько выдержек из этого труда, характеризующих идею автора.

1. Баллон дирижабля состоит из гибкой волнистой металлической оболочки, удлиненной в направлении продольной оси и могущей свободно изменять объем между известными пределами. Волны идут в поперечном направлении. Свободным изменением объема автор называет способность оболочки сжиматься и расширяться без напряжения, хотя, строго говоря, этого быть не может.

2. Для изменения температуры газа внутри баллона и в связи с этим, для регулирования объема баллона, автор предлагает нагревать газ при помощи труб, по которым идут продукты горения от моторов.

---

[1] Историческая справка: за границей проекты металлических дирижаблей и воздушных шаров были предложены следующими лицами:

В 1670 году Франческо-Лана предлагал построить воздушный корабль, державшийся в воздухе на 4-х медных шарах, из которых был выкачен воздух.

В 1831 году Дюпюи-Делькус с Монжем построили воздушный шар диаметром 10 метров из листовой меди. Опыт был неудачен.

В 1866 году попытки построить металлический аэростат были сделаны Бейманом, в 1877 году — Митчиело-Пикассо.

В 1891 году Боссе пробовал построить стальной аэростат с разреженным воздухом.

В 1893 году подобные же опыты постройки металлического аэростата производились Шварцем.

В 1897 году — Фонтана.

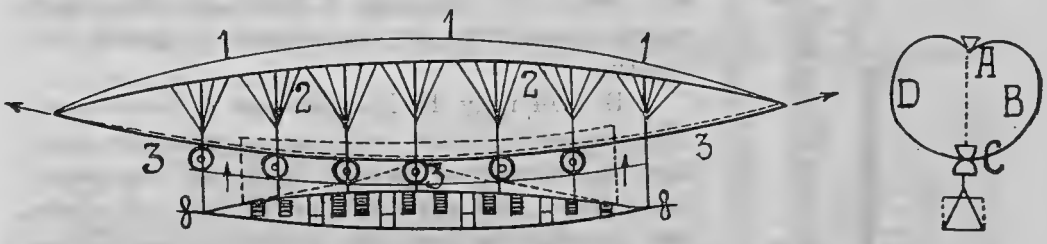
В 1898-1900 г. — Гадроном, Сибеллотом, Гидтэм, Ресслером.

3. Далее автор приводит результаты своих подсчетов для проекта двух дирижаблей, объемом 7312 и 58500 $м^3$ в виде следующей таблицы. Двигатели предполагались керосиновыми.

Данные	Малый дирижабль	Большой дирижабль
Диаметр м	14	28
Длина м	98	196
Объем $м^3$	7312	58500
Мощность двигат. HP	16	127
Скорость км/ч	34	43
Человек	12	100

В 1893 году появился в свет второй выпуск книги К. Циолковского на ту же тему.

В этой книге К. Ц. описывает опыты, которые он производил для выяснения устойчивости формы аэростата. Например, он предлагал сделать модель баллона из водо и газонепроницаемой материи, надуть его



Черт. 7. Малый металлический дирижабль К. Э. Циолковского.

воздухом, прицепить к нему груз и погрузить в воду. Кроме того он испытывал деформации поперечного сечения дирижабля, имитируя шпангоуты нитями, образующими форму шпангоута. и подвешивая в разных точках их грузы.

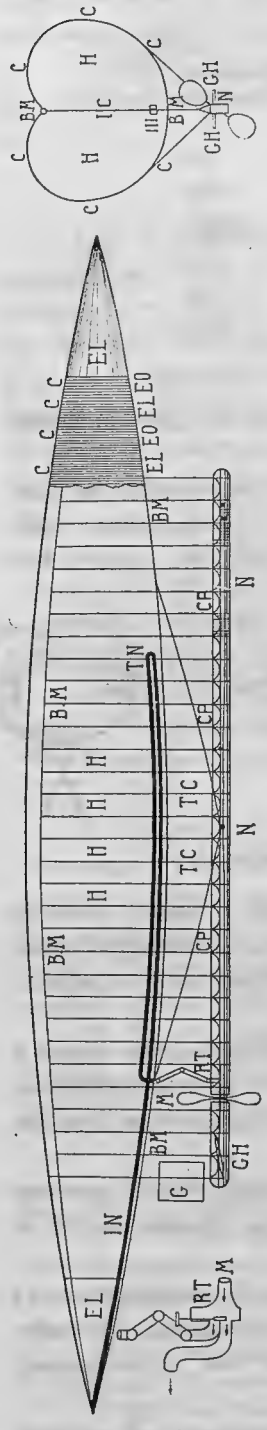
Далее он производил опыты с оболочкой, в которой вдоль верха и низа проложены балочки, между которыми проходит система растяжек, при помощи которых можно натягивать друг к другу упомянутые полосы и тем самым изменять форму и объем баллона.

На черт. 7 изображены продольный разрез и поперечное сечение малого дирижабля (объемом 6000 $м^3$) К. Циолковского. Длина его 64 *м*, высота 17 *м* и ширина 12,8 *м*.

На фасаде видны: 1—верхний контур оболочки, 2—верхняя балка (полоса), к которой прикрепляются тросы, идущие к гондоле, 3—нижняя балочка (полоса). Моторы газовые, бензиновые или керосиновые, скорость 32 *км* в ч.

Оболочка из волнистой жести с поперечными волнами. В местах, где оболочка подходит к полосам 2 и 3, волн нет. Внизу баллона видны колеса, при помощи которых производится равномерность в натяжении

тросов, стягивающих полосы 2 и 3. Пол гондолы также представляет из себя гибкую полосу, и вся гондола может при натяжении тросов, связывающих ее с полосами оболочки, немного изгибаться. По концам гондолы имеются винты. Для поворотов могут быть устроены или рули или боковые винты. Для продольного равновесия имеется продольная труба, по который можно автоматически из одного конца в другой прогонять жидкость, но трубу можно заменить подвижной тележкой с грузом. Внутри аэростата проходят трубы с продуктами горения для нагревания газа.



Черт. 8. Большой металлический дирижабль К. Э. Циолковского.

В книге помещена таблица дирижаблей системы К. Ц. (8) разных размеров и объемами от 890 до 1.566.000 $м^3$.

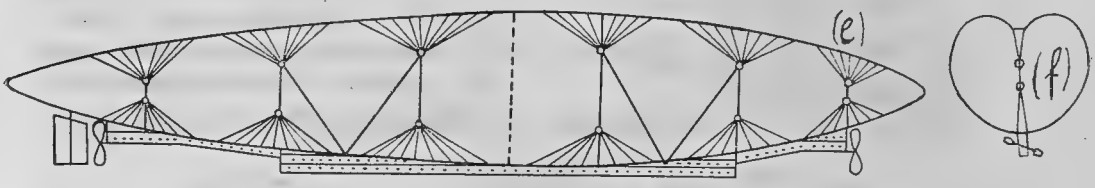
В 1904 году в своей книге „Простое учение о воздушном корабле и его построении“ К. Циолковский дает схематический чертеж и описание проекта металлического дирижабля на 200 человек (черт. 8), объемом 138.400 $м^3$. В общих чертах устройство его аналогично с ранее описанным.

В 1914 году К. Циолковский в своей книге „Простейший проект чисто металлического аэроната из волнистого железа“ приводит ряд чертежей своего дирижабля с некоторыми деталями. Эти чертежи он повторяет в своей статье „Стальной дирижабль“, помещенной в журнале „Авиация и Химии“ (1930 г. № 4, стр. 11). Мы приводим эту статью, как дающую сжатое и в то же время достаточно полное описание этого устройства. „Моя конструкция металлического дирижабля ясна из прилагаемых рисунков. Корпус дирижабля, продольный и поперечный разрезы даны на черт. 9 (внутри показана стягивающая система), состоит в основном из следующих частей (чертеж 10 a): верхнего продольного основания (1) закрытых полутрубами шарнирных соединений (2), волнистых стальных боковин (3), нижнего основания (4), конечных прямоугольников (5). Чертежи b, c и d схематически показывают поперечные разрезы корпуса дирижабля при надутой и ненадутой оболочках; на черт. 11 даны детали (a) шарнирного соединения.

Схема продольного разреза всего дирижабля, включая гондолу, изображена на черт. 10b. В нижней части его видны трубы (черные

линии) для нагревания газа (старая конструкция), валы для наматывания тросов блочной системы, гондола, рули, моторы с гребными винтами, ряд окон.

Температура газа, наполняющего дирижабль, регулируется продуктами горения, выбрасываемыми моторами (на черт. 10с они показаны в виде пламени лампы). Их посредством клапана можно направить или

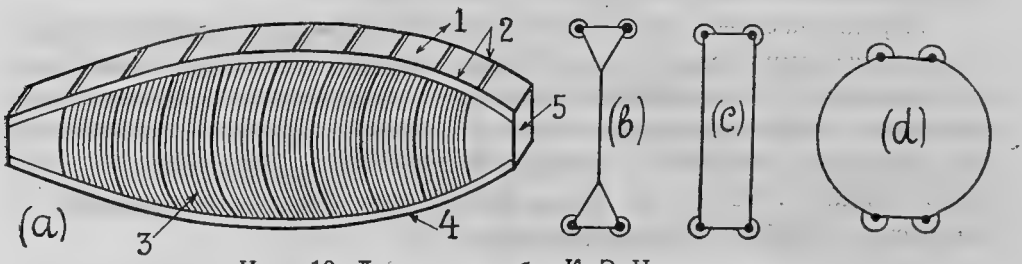


Черт. 9. Разрезы дирижабля К. Э. Циолковского.

внутрь дирижабля, или наружу. Это дает дирижаблю возможность изменять свою подъемную силу и бороться с метеорологическими влияниями.

Описанный дирижабль может изменять объем, будет всегда правильной формы, не будет терять газа и сможет изменять свою подъемную силу без потери газа и балласта.

Его нельзя причислить ни к жестким, ни к мягким, ни к полужестким конструкциям.



Черт. 10. Детали дирижабля К. Э. Циолковского.

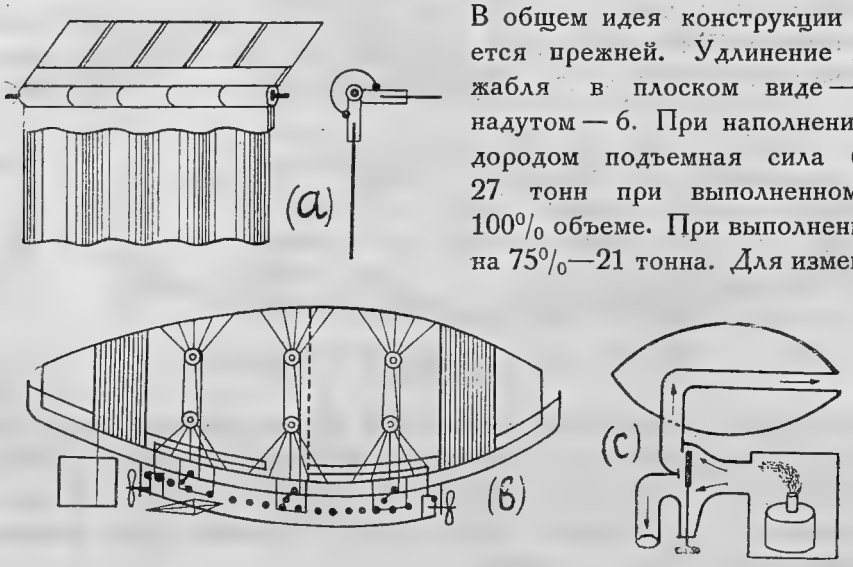
Прочность и легкость конструкции в этой системе достигается тем, что оболочка висит на газе, и все части корабля подвергаются только растяжению. На постройку идет оцинкованное или освинцованное железо, хромовая сталь и др. металлы.

В других своих позднейших сочинениях К. Циолковский развивает свои идеи о металлическом дирижабле, дает расчеты его полета, устойчивости, управляемости, размеров и т. п.

Между прочим в статье „Таблица дирижаблей из волнистого железа“ (Калуга, 1915 г.), стр. 6, им приводятся новые данные подсчетов его дирижаблей разных размеров, всего 24 штуки объемами от 16.275 до 54.900.000 $м^3$ ($^3/_4$ объема), длиною от 12 до 1800 $м$, при числе пассажиров от 0 до 131.800 человек.

В вышедшей в 1930 г. книге „Проект металлического дирижабля на 40 человек“ К. Циолковский дает схематический проект металличе-

ского дирижабля высотою в 20 *м*, длиною 120 *м* и объемом 23.576 $м^3$, оговариваясь, что этот проект при указанных размерах несовершенен и лучше было бы довести высоту дирижабля, например, до 100 *м*. В общем идея конструкции остается прежней. Удлинение дирижабля в плоском виде — 4, в надутом — 6. При наполнении водородом подъемная сила будет 27 тонн при выполненном на 100% объеме. При выполнении же на 75%—21 тонна. Для изменения



Черт. 11. Детали дирижабля К. Э. Циолковского.

подъемной силы предвидится подогревание газа. При скорости полета 78 *км* мощность моторов будет $2 \times 132 = 264$ HP.

Изредка частные организации и правительство приходили на помощь К. Циолковскому, ассигнуя некоторые средства на опыты с моделями его дирижабля. К сожалению, отсутствие систематической помощи правительства в этом деле приостановило решение вопроса о возможности осуществления дирижабля в натуре. В своей книге „Дирижабль из волнистой стали“ (1929 г.) К. Циолковский дает сводки своих мыслей об устройстве и работе своего дирижабля.

Аэростат и аэроплан.

Это сочинение К. Циолковского было издано тогда, когда вопросы теории авиации и воздухоплавания в мировой литературе были весьма мало разработаны.

Упомянутая работа печаталась в журнале „Воздухоплаватель“ за 1905—1908 годы и заключала в себе 260 страниц формул расчетов, таблиц, отчетов о произведенных автором опытов и т. п., являясь самобытным и капитальным сочинением по авиации и воздухоплаванию.

Перечислим лишь главнейшие вопросы, исследованные автором в этом труде:

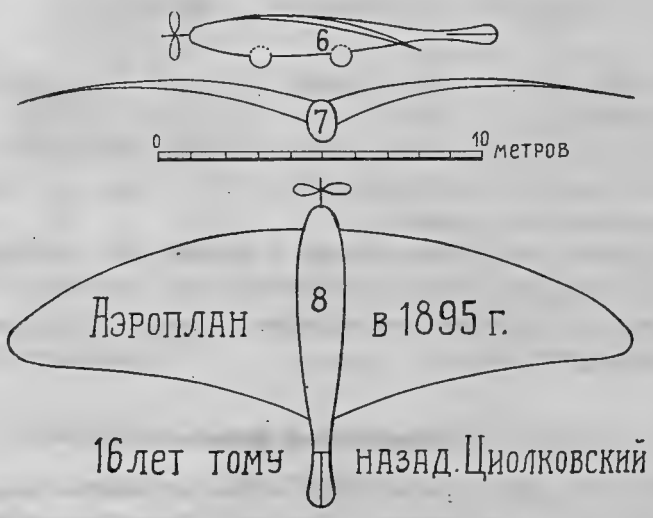
1. Условия равновесия при вертикальном полете аэростата. Здесь автор исследует теорию взлета свободного аэростата, рассматривает влияние температуры, давления, изменение объема оболочки, влияние выполненности аэростата. Высказывает идею устройства аэростата из металла, выясняет форму его.

2. Далее он переходит к описанию проекта металлического дирижабля своей системы. Дает ряд чертежей его конструкции, аналитически исследует форму его, условия ее деформаций, дает раскрой оболочки, расчитывает ее прочность (волнистая поверхность), дает расчет его устойчивости, подробно рассматривает вопрос об искусственном изменении формы баллона при помощи стягивания его тросами, определяет вес дирижабля. (Всего аэростатам посвящено 221 страница).

3. Конец труда посвящен вопросу о сопротивлении воздуха при движении тел разной формы, крыльев, аэропланов и дирижабля (39 стр.).

Аэроплан или птицеподобная (авиационная) летательная машина.

Под таким заглавием в 1895 г. было напечатано в Москве исследование (46 стр). К. Циолковского, и это в то время, когда подробных расчетов аэропланов в России еще не было. В своей работе К. Ц.



Черт. 12. Аэроплан К. Э. Циолковского (1895 г.).

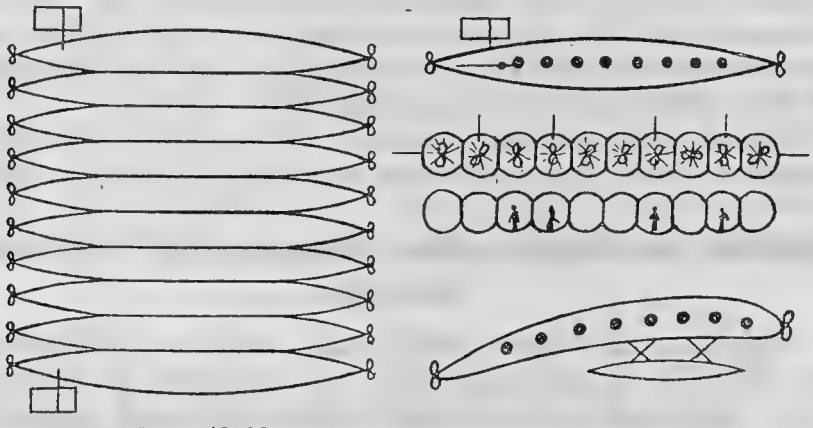
выводит свою оригинальную теорию полета аэроплана, дает расчет его конструкции, определяет мощность двигателя. На черт. 12 изображена схема аэроплана Циолковского по проекту 1895 г.

Новый аэроплан.

В 1929 г. К. Циолковский выпустил в свет свою новую работу под названием „Новый аэроплан“. В этом труде он развивает мысль об устройстве больших самолетов безфюзеляжного типа. Вот какими словами он описывает этот аппарат (черт. 13):

Представьте себе сильно надутую воздухом или кислородом поверхность вращения в виде веретена. Диаметр его поперечного сечения не меньше двух метров, длина не меньше 20 метров.

Параллельный ряд таких веретен смыкается боками и образует волнистую квадратную пластинку с зубцами спереди и сзади. На каждом остром конце помещен воздушный винт, приводимый во вращение



Черт. 13. Мягкий аэроплан К. Э. Циолковского.

двигателем. По бокам сзади устроены рули высоты, а сверху сзади— рули направления.

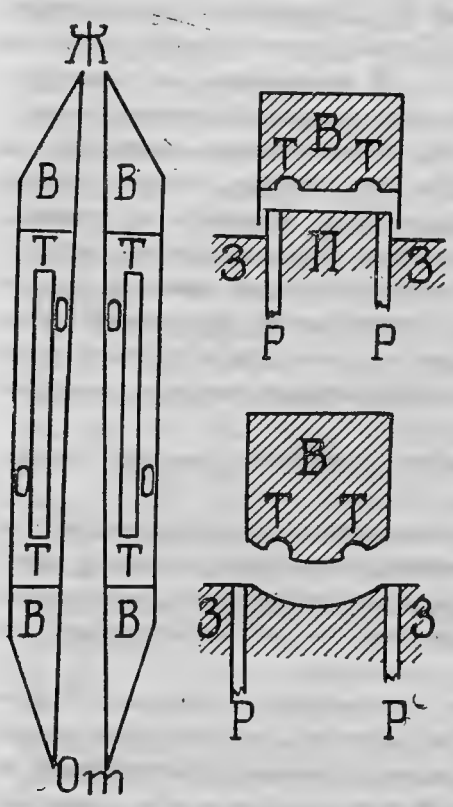
Для взлета аэроплан ставится на поплавки или на колеса, которые при полете отпадают. Спуск производится на воду, а в некоторых случаях и на ровное поле и снег.

Выгоду этого типа автор видит в малом весе аппарата, в отсутствии выступающих частей, в прочности его, благодаря внутреннему сверхдавлению, в простоте конструкции, в возможности летать в разреженной атмосфере и т. п.

Реактивный вагон.

В 1927 г. К. Циолковский дает идею устройства скорого поезда, движущегося без колес и смазки. На черт. 14 изображены разрез и план одного из вагонов такого поезда. В днище вагона B устроены полутрубы T и T. Полотно пути $П$ составляет одну плоскость с рельсами P и P. В полутрубы T и T независимыми друг от друга моторами накачивается воздух, который распространяется в узкой щели — между вагоном и дорогой. Он поднимает поезд на несколько миллиметров и вырывается по краям основания вагона. Последний уже не трется о полотно, а висит на тонком слое воздуха и испытывает только совершенно незначительное воздушное трение, как летящий предмет. Благодаря закраинам, вагон не может сойти с рельсов. Это уменьшает утечку воздуха, так как поток его тут делает резкое изменение в своем направлении. В днище вагона устроено мелкое рифление (0,0), которое замедляет утечку воздуха. Последний поступает через переднее жерло вагона и отчасти выходит через щели кругом его, отчасти вырывается через заднее отверстие (Om), где через реакцию дает давление на поезд,

заставляющее его двигаться. Спереди и сзади вагону приданы очертания, уменьшающие сопротивление воздуха. Мотор, накачивающий воздух в заднее отверстие, может быть независим от других моторов. На черт. показано сечение еще другого вагона с выпуклым цилиндрическим полом и без закраин. Такое устройство дает больше устойчивости, но путь сделать будет труднее.



Черт. 14. Реактивный вагон Э. К. Циолковского.

Черт. 15. Реактивный вагон К. Э. Циолковского.

На черт. 15 изображена картинка будущего движения подобного вагона, именно перелет его через реку (по рисунку И. Гусева).

Устройство летательного аппарата насекомых и птиц и способы их полета.

В этой работе (журнал „Техника воздухоплавания“, 1911 г., № 3) Циолковский рассматривает схему полета насекомых и птиц в спокойном и в движущемся воздухе, при чем в последнем случае исследуется правильное и неправильное течение воздуха.

Кинетическая теория света.

Плотность эфира и его свойства. В этой работе (39 стр.) автор дает свой метод определения плотности эфира и его свойств, исходя из кинетической теории. Он рассматривает эфир как чрезвычайно разреженный, упругий газ, и эта гипотеза и натолкнула его на мысль определить плотность его. На основании найденной величины этой плотности он вычисляет солнечную постоянную и находит ее согласующейся с опытами. Далее он определяет давление эфира и, наконец, строит свои предположения о распределении эфира в мировом пространстве, о структуре материи, о происхождении и поляризации света и т. п.

„Грезы о земле и небе и эффекты всемирного тяготения".

Одной из первых книг, в которых К. Циолковский уже мечтает о межпланетных путешествиях, является „Грезы о земле и небе и эффекты всемирного тяготения" (Москва, 1895 г.). В этой книге он, в занимательной форме, излагает описание строения вселенной, законы всемирного притяжения, описывает, каковы бы были явления, если бы на земле исчезла тяжесть, излагает способы, при помощи которых можно было бы на земле получить среду с тяжестью, отличною от земной, делает предположения о том, можно ли жить без атмосферы, путешествует в поясе астероидов, определяет энергию солнца и, наконец, рисует картину вселенной и влияние всемирного тяготения на образование света и тепла. Книга эта читается с интересом и в наши дни и увлекает читателя в звездные миры, рисуя ему величественные картины мировых пространств и его свойств.

Среди многих разбросанных в книге интересных мыслей остановимся на некоторых.

1. К. Циолковский проектирует вращающуюся лабораторию, внутри которой можно было бы изучить изменение веса тел и явления, зависящие от центробежной силы (опыты с людьми, жидкостями, растениями, животными и пр.). При этом определяются величины перегрузок, не опасных для жизни.

2. Им рассматривается падающая лаборатория с высоты 300 метров (Эйфелева башня) в воду с целью изучения явлений при отсутствии тяжести и предлагается сделать опыт с тележкой, поставленной на подковообразные вертикальные рельсы так, что она не может сорваться с них. Падая с одной ножки, она внизу делает полукруг и поднимается на другую.

3. Им предлагается делать опыты с человеком, погруженным в воду при ударе лаборатории.

4. Рассматриваются условия выстрела из длинной пушки ядром, в котором находится человек, погруженный в жидкость.

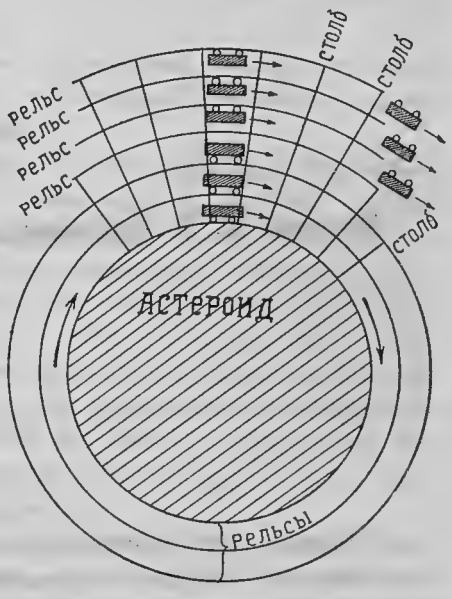
5. Рассматриваются условия жизни и полета в межпланетном пространстве животных в шаре со стеклами. Внутри шара помещены, кроме животных, почва, растения, кислород, углекислота и влага. Энергия доставляется солнцем.

6. Рассматриваются условия жизни человека на астероидах разных размеров и вероятная форма и организм существ, если бы таковые на них обитали.

7. Рассматривается искусственное получение силы „тяжести" в мировом пространстве путем вращения камеры с людьми и привязанного к ней на цепях груза вокруг некоторого центра тяжести.

8. Изучаются способы полета с астероидов в мировое пространство и солнечные двигатели. Работа последних по идее К. Циолковского основана на использовании солнечной энергии. Устроены же они следущим образом. Представьте себе металлический сосуд, совершенно сомкнутый, но

способный изменять свой объем, например, как мехи. Сосуд наполнен парами подходящей жидкости и имеет одну половину наружной поверхности черную, поглощающую солнечные лучи, а другую — блестящую, их отражающую. Когда он обращен к солнцу черной стороной, пары жидкости расширяются, а когда светлой, то они сжимаются. При вращении сосуда он будет то сжиматься, то расширяться и давать требуемую работу. Такие моторы приводят в движение поезда, двигающиеся по кольцевым рельсам вокруг астероида на разных уровнях, в виду малой силы тяжести на астероиде, поезда на известной высоте, благодаря центробежной силе, уже не будут иметь веса, а на еще большей — даже будут стремиться улететь с астероида и должны прикрепляться к рельсам, а последние — к вышкам астероида (черт. 16). Если же освободиться от рельс известного уровня, то в зависимости от приобретенной скорости поезд или сделается спутником астероида или спутником солнца. Если же астероид большой, то одной центробежной силы недостаточно, и поезду сообщается еще своя, добавочная, скорость. Поезда, двигаясь или по параллелям или по меридианам, могут или сами отрываться от астериода или при открывании люка в крыше или полу, выбрасывать из себя предметы в пространство.



Черт. 16. Поезда на астероиде.

9. Управление движением астероидов (небольших) и разложение их на части.

10. Собирание в мировом пространстве солнечной теплоты помощью зеркал и отражение ее в определенные очаги.

ГЛАВА ТРЕТЬЯ.

Ракеты К. Э. Циолковского и проект полета на них.

„Бесчисленные планеты — земли — есть острова беспредельного эфирного океана. Человек занимает один из них. Но почему он не может пользоваться и другими, а также и могуществом бесчисленных солнц!"

К. Циолковский.

„Исполнению предшествует мысль. Точному расчету — фантазия".

К. Циолковский.

Прежде чем перейти к изложению работ К. Циолковского по проектам исследования космических пространств с помощью ракеты, приведем его письмо-статью, написанную по нашей просьбе 14 мая 1927 г. в Калуге, в качестве введения к нашему последующему изложению.

Вводная статья К. Э. Циолковского.

Перед читателем книга, в которой впервые на русском языке достаточно обширно излагается специалистом сущность моей ракеты. Способствуя этой работе, которая должна ознакомить широкие круги общества с моим изобретением, я охотно разрешаю автору извлекать и перепечатывать из моих трудов все, что он находит нужным.

Трудно предвидеть судьбу какой-нибудь мысли или какого-нибудь открытия: осуществится ли оно и через сколько времени — десятилетия или столетия для того нужны,—как осуществится, в какой форме, к чему оно поведет, насколько изменит и улучшит жизнь человечества, не преобразует ли оно в корне наши взгляды и нашу науку.

Электричество, например, известно было тысячи лет тому назад, но только теперь оно имеет серьезное значение в науке и жизни. Аэроплан намечен еще Леонардо-да-Винчи, но время его осуществления настало только недавно. Дирижабль более сотни лет влачит жалкое существование (но будущее его еще неизвестно). Некоторые идеи находятся в потенциальном состоянии даже тысячи лет. Так мысли Демокрита просыпаются лишь со времени Пру и Дальтона.

Было много изобретений, которые до сих пор не нашли применений. Были и такие, на которые смотрели с упованием, но которые оказались заблуждением. Таковых, к сожалению, огромный процент.

Наоборот, представлявшиеся ранее незначительными, оказались великими. Например, открытие темных линий в солнечном спектре. Вся астрофизика основана на этом. Влияние разного рода двигателей и производственных машин на благосостояние человечества и теперь значительно, но скоро будет почти неизмеримо. В зачатке же большинство этих изобретений возбуждало, в лучшем случае, насмешку.

Относительно космической ракеты несомненно одно, что идея реактивного прибора для межпланетных путешествий в последнее время начинает быстро распространяться.

Осуществление ее обещает беспредельный простор и солнечные богатства, которые в 2 миллиарда раз превышают те, которые сейчас получает Земля, благодаря своему дневному светилу. Я уже не говорю про свободу движений в эфире, отсутствие тяжести и множество других преимуществ, описанных мною ранее, — не говорю про астрономию, для которой настанет новая счастивая эра: поворот к решению бездны вопросов, на решение которых без небесных путешествий трудно надеяться.

Думаю, что распространение идеи и эта перспектива неизмеримых богатств не только увлекут человечество, не только преобразуют его в хорошую сторону (радость делает добрым), но и заставят все его силы устремить на достижение необходимой цели.

Каким же ходом пойдет это дело, пока лишь обоснованное умозрительно, после увлечения им лучшей части людей? Думаю так: 1) опыты на месте; 2) движение реактивного прибора (научно оборудованного) на плоскости (аэродроме); 3) взлеты на небольшую высоту и спуск планированием; 4) проникновение в очень разреженные слои атмосферы, т. е. в стратосферу; 5) полет за пределы атмосферы и спуск планированием; 6) основание подвижных станций вне атмосферы (вроде маленьких и близких к Земле лун); 7) использование энергии Солнца для дыхания, питания и некоторых других житейских целей; 8) использование ее для передвижения по всей планетной системе и для индустрии; 9) посещение самых малых тел солнечной системы (астероидов или планетоидов), расположенных ближе и дальше, чем наша планета от Солнца; 10) использование этих тел; 11) использование малых лун и малых планет (посещение больших планет так трудно, что я и говорить об этом считаю преждевременным); 12) распространение человеческого рода по всей нашей солнечной системе (благоразумно умолкнуть пока и относительно переселения к другим девственным светилам, т. е. солнцам).

Некоторые авторитеты и теперь уже высказались за возможность и даже скорую осуществимость межпланетных скитаний. Позволительно ли это считать гарантиею успеха? К сожалению, как подтверждает история, — нет. Сколько было ложных открытий, на стороне которых были люди и правдивые и авторитетные. И обратно — скольким пренебрегалось, что потом стало великим.

Следует работать и надеяться, но только самая жизнь в состоянии решить все вопросы и сомнения. Поживем — увидим. Но, о боги, как много вздору распространялось и распространяется против небесных

полетов даже в образованной среде. И осудить за это нельзя, раз это так ново и так искренно. Целой книги было бы мало для рассеяния многочисленных и частью наивных вопросов и заблуждений. Пока идет агитация и только попытки практических работ.

Первыми пионерами и застрельщиками вообще были: Кибальчич, Гансвиндт, Гефт, Улинский, Циолковский, Пельтри, Дитли, Вебер, Шиллер, Гоманн, Гофман, Оберт, Вальс, Шершевский, Ветчинкин, Ящуржинский, Годдар, Дженкинс, Лорен, Цандер, Никольский, Линдеман, Вольф, Рынин и другие, мне неизвестные лица [1].

Но до моих работ (1903 г.) ракетный принцип хотели [2] применить к летанию в воздухе. Только после моих трудов стали думать о применении его к движению вне атмосферы.

В России особые заслуги оказали распространению идей Перельман и Рюмин. С их легкой руки популяризацию ракетного прибора продолжали у нас следующие лица: Давидов, Лапиров-Скобло, Модестов, Прянишников, Егоров, Мануйлов, Бабаев, Глушков, Бохт, Чижевский, Алчевский, Шмурло, Рябушинский, Родных, Редин, Соловьев, Ширинкин и многие другие, указать на которые я сейчас не могу. Некоторые статьи подписаны инициалами, а иные и совсем без подписи. Много было диспутов и лекций, посвященных космической ракете (Прянишников, Ветчинкин, Федоров и другие).

Велика заслуга этих людей, потому что новые идеи надо поддерживать, пока они не осуществятся или пока не выяснится полная их несостоятельность, зловредность или неприменимость. Немногие имеют такую смелость, но это очень драгоценное свойство людей.

Смеялись и отрицали не мало. Это легко и приятно. И убивали не мало. Но какой позор и сейчас лежит на человечестве, которое душило великое, избивало и уничтожало то, что потом оказалось благодетельно для него самого. Когда избавимся и мы, современники, от этого гибельного для нас же порока?

Культурные страны уже поняли эту человеческую болезнь и редко теперь подвергают посмеянию и преследованию вновь возникающие идеи. В менее же культурных распространено и глумление и более приличное замалчивание слабых и нежных чуть зародившихся мыслей. Критикуйте установившиеся, гремящие на весь свет идеи, но новорожденное должно поощрять, пока судьба его не выяснится.

К. Циолковский.

История работ К. Циолковского по ракетным кораблям.

Русский ученый Константин Эдуардович Циолковский является одним из убежденных сторонников возможности проникновения в межпланетные пространства и достижения планет при помощи ракет. Пер-

[1] Выделены имена тех, заслуги которых мне более известны.

[2] Мысль применить ракету к полету в межпланетное пространство возникла задолго до К. Циолковкого (напр. в сочинениях Сиранс-де-Бержерака). Циолковскому же принадлежит приоритет в научном обосновании этой мысли. (См. наши книги „Мечты, легенды и первые фантазии“ и „Ракеты“). *Н. Р.*

вая работа его под названием „Исследование мировых пространств реактивными приборами“ появилась в 1903 году и была напечатана в журнале „Научное обозрение“ (СПБ. 1903 г.[1] № 5, стр. 45). Позднее он в ряде других журналов и отдельных брошюр повторял содержание этой основной работы и делал некоторые добавления к ней.

В 1924 году вышеуказанная работа была вновь перепечатана в отдельной книжке „Ракета в космическое пространство “. Калуга.

Заключительная его статья, излагающая его мысли и мечты о будущих, по его мнению, возможных межпланетных путешествиях, изложена в виде повести „Вне жизни“, напечатанной отдельной книжкой в Калуге в 1920 году. Автор описывает в этой книге полеты на ракетах в 2017 году и условия жизни в пространстве вокруг земли.

Вот как описывает сам К. Циолковский историю возникновения у него идеи о ракетах[2].

„Долго на ракету я смотрел, как и все: с точки зрения увеселений и маленьких применений.

Не помню хорошо, как мне пришло в голову сделать вычисления, относящиеся к ракете.

Мне кажется, первые семена мысли заронены были известным фантазером Ж. Верном; он пробудил работу моего мозга в известном направлении. Явились желания; за желаниями возникла деятельность ума. Конечно, она ни к чему бы не повела, если бы не встретила помощи науки.

Кроме того, мне представляется, вероятно ложно, что основные идеи и любовь к вечному стремлению труда — к солнцу, к освобождению от цепей тяготения — во мне заложены чуть не с рождения. По крайней мере, я отлично помню, что моей любимой мечтой в самом раннем детстве, еще до книг, было смутное сознание о среде без тяжести, где движения во все стороны совершенно свободны и где лучше, чем птице в воздухе. Откуда явились эти желания, — я до сих пор не могу понять; и сказок таких нет, а я смутно верил, и чувствовал, и желал именно такой среды без пут тяготения.

Старый листок в моих рукописях с окончательными формулами, относящимися к реактивному прибору, помечен датою 25 августа 1898 г. Очевидно, я занимался им реньше, но не жалкий полет ракеты пленял меня, а точные расчеты.

Избави меня боже претендовать на решение вопроса. Сначала неизбежно идут: мысль, фантазия, сказка; за ними шествует научный расчет, и уже, в конце концов, исполнение венчает мысль.

Моя работа относится к средней фазе творчества.

---

[1] В статье „Иссл. мир. простр. реакт. пр.“, помещенной в журн. „Вестн. Воздухопл“. 1911 г. № 19, стр. 16, К. Циолковский говорит, что окончательные формулы, относящиеся к реактивному прибору, были им выведены уже 25 августа 1898 г., а занимался он этим вопросом и ранее.

[2] Ibid., стр. 16.

Более чем кто-нибудь я понимаю бездну, разделяющую идею от ее осуществления, так как в течение моей жизни я не только много вычислял, но и исполнял, работая также руками.

Но нельзя не быть идее: исполнению предшествует мысль, точному расчету — фантазия.

Я буду рад, если моя работа побудит других к дальнейшему труду.

Мечты о ракетных полетах.

В разных своих статьях он высказывает свои мечты о будущих полетах в мировом пространстве при помощи ракет и о значении таковых полетов.

„Сначала можно летать на ракете вокруг земли; затем можно описать тот или другой путь относительно солнца, достигнуть желаемой планеты, приблизиться или удалиться от солнца, упасть на него или уйти совсем, сделавшись кометой, блуждающей многие тысячи лет во мраке, среди звезд, до приближения к одной из них, которая сделается для путешественников или их потомков новым солнцем.

Далее человечество образует ряд межпланетных баз вокруг солнца, использовав в качестве материала для них блуждающие в пространстве астероиды.

Когда истощится энергия солнца, разумное начало оставит его, чтобы направиться к другому светилу, недавно загоревшемуся, еще в цвете силы. Может-быть, даже это совершится и раньше: часть существ захочет иного света или заселения пустынь.

Может-быть, человечество так будет многократно роиться—нет надобности иметь дело на поверхности хотя бы и покрывшегося холодной корой солнца. Нет даже надобности быть на тяжелых планетах—разве для изучения. Достижение их трудно; жить же на них значит заковать себя цепями тяжести, иногда более крепкими, чем земные, воздвигнуть себе множество преград, прилепиться к ничтожному пространству, жить жалкой жизнью в утробе матери. Планета есть колыбель разума, но нельзя вечно жить в колыбели.

Было время — и очень недавнее, когда идея о возможности узнать состав небесных тел считалась даже у знаменитых ученых и мыслителей безрассудной. Теперь это время прошло. Мысль о возможности более близкого, непосредственного изучения вселенной, я думаю, в настоящее время покажется еще более дикой. Стать ногой на почву астероидов, поднять рукой камень с луны, устроить движущиеся станции в эфирном пространстве, образовать живые кольца вокруг земли, луны, солнца, наблюдать Марс на расстоянии нескольких десятков верст, спуститься на его спутников или даже на самую его поверхность, что, повидимому, может быть сумасбродней. Однако, только с момента применения реактивных приборов начнется новая великая эра в астрономии — эпоха более пристального изучения неба. Устрашающая нас громадная сила тяготения не пугает ли нас более, чем следует?

В настоящее время передовые слои человечества стремятся ставить свою жизнь все более и более в искусственные рамки, и не в этом ли заключается прогресс? Борьба с непогодой, с высокой и низкой температурой, с силой тяжести, с зверями, вредными насекомыми и бактериями, — не создает ли и теперь вокруг челвека обстановку чисто искусственную.

В эфирном пространстве эта искусственность только дойдет до своего крайнего предела, но зато и человек будет находиться в условиях, наиболее благоприятных для себя.

С течением веков новые условия создадут и новую породу существ и окружающая их искусственность будет ослаблена и, может-быть, понемногу сойдет на-нет. Не так ли водные животные некогда выползали на сушу и мало-по-малу превратились в земноводных, а потом и в сухопутных; последние же, а может-быть и водные (летучие рыбы, напр.) дали начало животным воздушным, т. е. летающим, например, птицам, насекомым, летучим мышам. За победой над воздухом не последует ли победа над эфирным пространством: воздушное существо не превратится ли в эфирное.

Тогда эти существа будут уже как бы прирожденными гражданами эфира, чистых солнечных лучей и бесконечных бездн космоса.

Реактивные приборы завоюют людям беспредельные пространства и дадут солнечную энергию в два миллиарда раз большую, чем та, которую человечество имеет на земле.

Кроме того, возможно достижение и других солнц, до которых реактивные поезда дойдут в течение нескольких десятков тысяч лет.

Для жизни одного человека этот период времени, конечно, велик, но для целого человечества, так же как и для световой жизни нашего солнца, он ничтожен.

В течение десятков тысяч лет путешествуя к другому светилу, людской род, летя в искусственной обстановке, будет жить запасами потенциальной энергии, заимствованной им от солнца.

Лучшая часть человечества, по всей вероятности, никогда не погибнет, но будет переселяться от солнца к солнцу, по мере их погасания. Через многие децилионы лет мы, может-быть, будем жить у солнца, которое еще теперь не возгорелось, а существует лишь в зачатке, в виде туманной материи, предназначенной от века к высшим целям.

Если мы уже теперь имеем возможность немного верить в бесконечность человечества, то что будет через несколько тысяч лет, когда возрастут наши знания и разум.

Итак, нет конца жизни, конца разуму и совершенствованию человечества. Прогресс его вечен. А если это так, то невозможно сомневаться и в достижении бессмертия.

Смело же идите вперед, великие и малые труженики земного рода, и знайте, что ни одна черта из ваших трудов не исчезнет бесследно, но принесет вам в бесконечности великий плод.

Ракеты. Общее описание и устройство.

В своих сочинениях К. Циолковский в разное время давал описания, а иногда и чертежи ракет разных типов, постепенно эволюционировавшихся.

Всего можно отметить десять таких типов.

1. Начальный тип ракеты — с прямой дюзой. Описана в „Научном обозрении" 1903 г. № 5 (без чертежа [1]). Соответствующий описанию чертеж приведен в „Вестнике Воздухоплавания" 1911 г. № 19, стр. 17. Описание ее повторено в журнале „Воздухоплаватель"; 1910 г. стр. 114 и в отдельной брошюре „Ракета в космическое пространство". Калуга, 1924 г. Однако чертеж, приводимый в этой последней брошюре относится скорее к ракете следующего 2-го типа.

2. Второй тип ракеты — с кривой дюзой. Опубликован впервые в брошюре „Исследование мировых пространств реактивными приборами. Калуга, 1914 г., где дан и чертеж. Этот же чертеж повторен и в вышеупомянутой брошюре 1924 г.

3. Третий тип ракеты — с двойной оболочкой и насосами опубликован в соч. Я. Перельмана „Межпланетные путешествия". Петроград. 1915 г., стр. 100, а также в статье К. Вейгелина в журнале „Природа и люди", 1914 г. № 4.

4. Опытная ракета 2017 года. Описана в книге „Вне земли". Калуга. 1920. Стр. 13 — 20.

5. Составная пассажирская ракета 2017 года. Описана там-же (стр. 17 и 21 и другие).

6. Портативная ракета в виде ранца для полета людей. Описана там же, стр. 43.

7. Лунная ракета. Для полета на луне; описана там же, стр. 78 — 88.

8. Ракета, описанная Шершевским.

9. Космическая ракета (проект 1926 г.).

10. Космические ракетные поезда.

Сам автор в своих сочинениях дает чертежи лишь ракет 1-го и 2-го типа и эскиз ракеты 3-го типа для книги Я. Перельмана. Ниже же даются эскизные чертежи ракет и остальных типов, составленные нами на основании описаний К. Циолковского, поскольку это возможно было сделать.

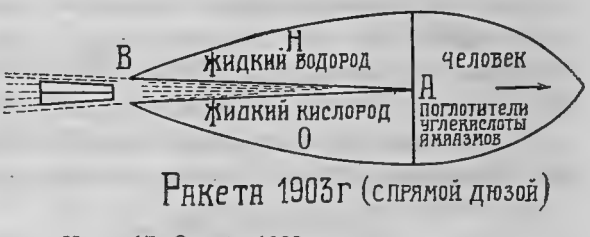
Переходим теперь к описанию упомянутых типов.

1-й тип 1903 года. Ракета с прямой дюзой.

Ракета (черт. 17) представляет из себя металлическую продолговатую камеру (формы наименьшего сопротивления), снабженную светом, кислородом, поглотителями углекислоты, миазмов и других животных выделений, предназначена не только для хранения разных физических

[1] Хотя чертеж был дан автором, как видно из описания пропущенного редакцией чертежа на стр. 49.

приборов, но и для управляющего камерой человека. Камера имеет большой запас веществ, которые при своем смешении тотчас образуют взрывчатую массу. Вещества эти правильно и довольно равномерно взрываясь в определенном месте, текут в виде горячих газов по расширяющимся к концу трубам, вроде рупора или духовного музыкального инструмента. Трубы эти расположены вдоль стенок камеры, по направлению ее длины. В одном, узком конце трубы совершается смешение взрывчатых веществ: тут получаются сгущенные и пламенные газы. В другом, расширенном ее конце, они, сильно разредившись и охладившись от этого, вырываются наружу через раструбы, с громадной относительной скоростью. Весь запас взрывчатого вещества расходуется в течение 20 минут.



Ракета 1903г (с прямой дюзой)

Черт. 17. Ракета 1903 г. с прямой дюзой.

На черт. 17 показаны помещения жидких газов: водорода (H) и кислорода (O). Место их смешения обозначено буквой A. Здесь они взрываются и вылетают по раструбу дюз, через устье ее B. Труба AB окружена кожухом с охлаждающей, быстро циркулирующей в нем, жидкостью (водород и кислород) температура которой 200 — 250 C.

Для того, чтобы ракета при полете не вращалась, сила реакции должна проходить через центр ее инерции. Для восстановления случайно нарушенной инерции можно или перемещать какую-нибудь массу внутри ракеты, можно также поворачивать конец раструба или руля перед ним. Если управление устойчивостью вручную окажется затруднительным: то можно применить одно из следующих автоматических приспособлений, направление:

1) магнитную стрелку или
2) силу солнечных лучей и
3) жироскопы.

Когда нарушается равновесие ракеты, изображение солнца, полученное с помощью двояко-выпуклого стекла, меняет свое относительное положение в ракете и возбуждает сначала расширение газа, потом электрический ток и затем передвижение масс (которых должно быть две), восстанавливающих равновесие ракеты.

Жироскоп может состоять из двух быстро вращающихся в разных плоскостях кругов и также служит для устойчивости ракеты, действуя на пружинки, которые, при деформации, возбуждают электрический ток и влияют на передвижение масс.

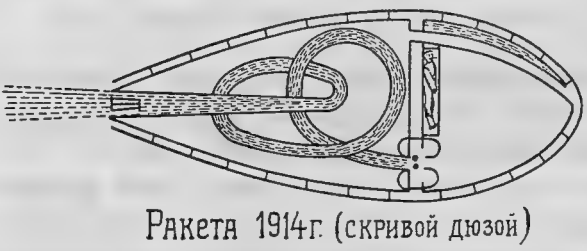
Толщина стенок трубы в случае стали будет не более 5 *мм*, однако она может расплавиться (температура плавления 1300° Р.), поэтому следует применить более тугоплавкие вещества, например, вольфрам с температурой плавления 3200° C.

2-й тип. 1914 года. Ракета с кривой дюзой.

На черт. 18 изображена ракета, описанная Циолковским в 1914 г. (Исслед. мир. простр. реакт. приборами. Калуга 1914 г.)

Левая задняя кормовая часть ракеты состоит из двух камер, разделенных необозначенной на чертеже перегородкой. Первая камера содержит жидкий свободно испаряющийся кислород. Он имеет очень низкую температуру и окружает часть взрывной трубы и другие детали, подверженные высокой температуре. Другое отделение содержит углеводороды в жидком виде. Две черных точки внизу означают поперечное сечение труб, доставляющих взрывной трубе взрывчатые материалы. От устья взрывной трубы (см. кругом двух точек) отходят две ветки с быстро мчащимися газами, которые увлекают и вталкивают жидкие элементы взрывания в начале трубы подобно инжектору.

Свободно испаряющийся жидкий кислород в газообразном и холодном состоянии обтекает промежуточное пространство между двумя оболочками ракеты и тем препятствует нагреванию внутренности ракеты при быстром движении ее в воздухе.



Черт. 18. Ракета 1914 г. с кривой дюзой.

Взрывная труба делает несколько оборотов вдоль ракеты параллельно ее оси и затем несколько оборотов перпендикулярно. Цель — уменьшить вертлявость ракеты или облегчить ее управляемость. Эти обороты быстро движущегося газа заменяют массивные вращающиеся диски.

Правое носовое изолированное, т. е. замкнутое со всех сторон, помещение заключает:

1. Газы и пары, необходимые для дыхания.

2. Приспособления для сохранения живых существ от упятеренной или удесятеренной силы тяжести. Например, человек может находиться в лежачем положении в футляре с водой.

3. Запасы для питания.

4. Приспособления для управления, несмотря на лежачее положение в воде.

5. Вещества, поглощающие углекислый газ, миазмы и вообще все вредные продукты дыхания.

Внутренняя часть трубы может быть выложена каким-нибудь огнеупорным материалом: углеродом, вольфрамом или тигельным веществом. При низкой температуре межпланетного пространства, а также при испарении жидких водорода и кислорода, некоторые металлы делаются крепче.

Циолковский пробует и рассчитать взрывную трубу и определяет приблизительную толщину стенок ее (из стали) в 4,5 *см* и диаметры: внутренний — 4 *см* и внешний — 13 *см*.

Заряды вещества вкладываются в трубу по очереди при помощи работы самого взрыва.

Для сохранения устойчивости служат ранее описанные приспособления, а также могут быть применены пластинки, которые помещаются среди взрывающихся газов. При кручении их вокруг продольной оси появляются реакции, мешающие вращению ракеты вокруг той же оси.

Позднее в работе „Космическая ракета. Опытная подготовка", 1927 г., стр. 22, К. Ц. отказался от идеи устройства кривой дюзы.

3-й тип. 1915 года.

В 1915 году в книжке Я. Перельмана „Межпланетные путешествия" (Петроград, изд. Сойкина, стр. 100) помещены описание и чертеж разреза ракеты, составленные самим К. Ц. (черт. 19).

Черт. 19. Ракета 1915 г.

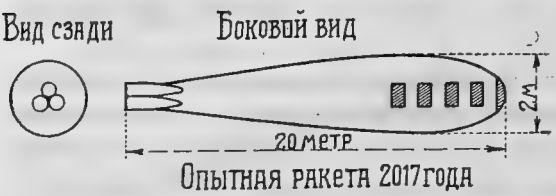
Приводим это описание: труба *A* и камера *B* из прочного тугоплавкого металла покрыты внутри еще более тугоплавким материалом, например, вольфрамом. *C* и *Д* — насосы, накачивающие жидкий кислород и водород в камеру взрывания. Ракета еще имеет вторую наружную тугоплавкую оболочку. Между обеими оболочками есть промежуток, в который устремляется испаряющийся жидкий кислород в виде очень холодного газа, он препятствует чрезмерному нагреванию обеих оболочек от трения при быстром движении ракеты в атмосфере. Жидкий кислород и такой же водород разделены друг от друга непроницаемой оболочкой (не изображенной на черт.). *I* — труба, отводящая испаренный холодный кислород в промежуток между двумя оболочками; он вытекает наружу через отверстия *K, K*. У отверстия трубы имеется (не изображен на черт.) руль из двух взаимно-перпендикулярных плоскостей для управления ракетой. Вырывающиеся разреженные и охлажденные газы благодаря этим рулям изменяют направление своего движения и, таким образом, поворачивают ракету [1].

4-й тип. Опытная ракета 2017 года.

В своей книге „Вне земли" (Калуга, 1920 г., стр. 13) Циолковский переносит читателя лет на сто вперед и описывает постройку и полеты ракетных кораблей.

[1] По данным Я. Перельмана („Вестник Знания", 1928 г., стр. 591) размеры ракеты следующие: длина дюзы — 10 *м*, диаметр горла — 8 *см*, вес 30 *кг*. Мощность мотора для накачивания взрывчатых веществ — 100 HP. Температура в начале дюзы — 300° С. Угол раструба — 30°.

Сначала должна быть построена опытная ракета (черт. 20) длиною 20 метров, шириною 2 метра. Она имеет вид металлического продолговатого рыбьего пузыря. Внутри прибора достаточно светло, благодаря многим окнам небольшого размера. Вдоль стен идут три нетолстые трубы, выходящие у хвоста ракеты наружу. Внутри расположены механизмы, скрытые металлическими кожухами, и отделения с жидкостями. Продукты взрыва их вырываются через трубы. Ряд рукояток с циферблатами служит для управления с нарядом. В ракете помещалось трое людей в креслах.



Черт. 20. Опытная ракета 2017 года.

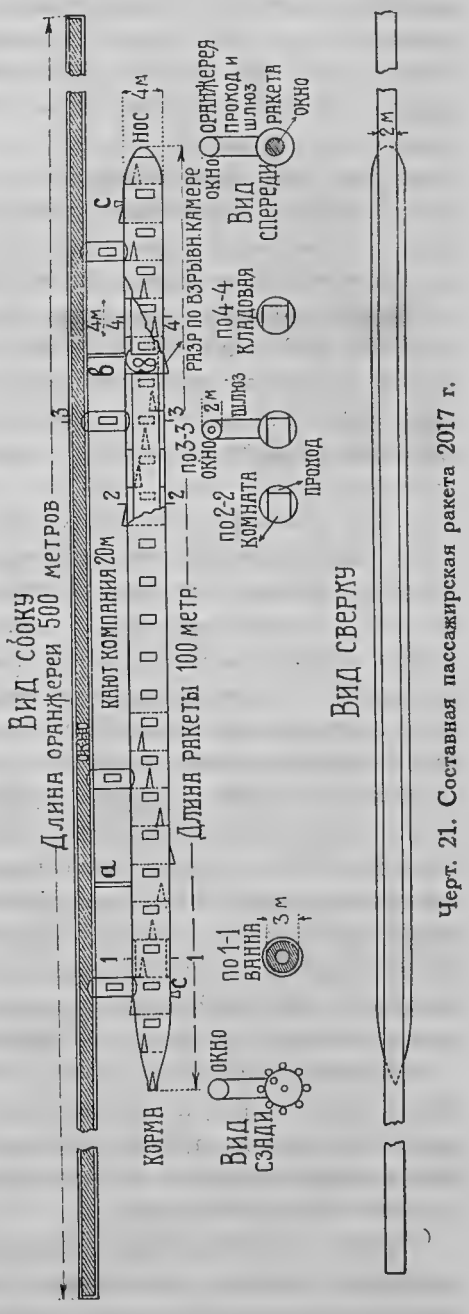
При первом опыте ракета простояла на-весу в воздухе 20 минут израсходовав $^1/_{100}$ взрывчатых веществ. При втором опыте путешественники поднялись на высоту 5 километров.

5-й тип. Составная пассажирская ракета 2017 года.

Составная пассажирская ракета (черт. 21), (К. Циолковский — „Вне земли“, стр. 19) состояла из двадцати простых ракет, при чем каждая простая заключала в себе запас взрывчатых веществ, взрывную камеру с самодействующим инжектором, взрывную трубу и прочее. Одно, среднее (двадцать первое), отделение не имело реактивного прибора и служило кают-компанией; оно имело двадцать метров длины и 4 метра в диаметре. Длина всей ракеты 100 *м*, диам. 4 *м*. Форма ее походила на гигантское веретено.

Инжекторы назначались для непрерывного и равномерного накачивания элементов взрыва в трубу взрывания. Их устройство было подобно пароструйным инжекторам Жиффара. Сложностью реактивного снаряда достигался сравнительно незначительный его вес в соединении с громадиой полезной подъемной силой. Взрывные трубы были завиты спиралью и постепенно расширялись к входному отверстию. Извивы одних были расположены поперек длины ракеты, другие вдоль. Газы, вращаясь во время взрыва в двух взаимно-перпендикулярных плоскостях, придавали огромную устойчивость ракете. Она не вихляла, как дурно управляемая лодка, а летела стрелой, но расширенные концы всех труб, выходя наружу, сбоку ракеты, все имели одно направление и были обращены в одну сторону. Ряд выходных отверстий составлял винтообразную линию кругом прибора. Камеры взрывания и трубы, составляющие их продолжение, были сооружены из весьма тугоплавких и прочных веществ, вроде вольфрама. Также и инжекторы. Весь взрывной механизм окружался камерой с испаряющейся жидкостью, температура которой была поэтому достаточно низкой. Эта жидкость была одним из элементов взрывания. Другая жидкость помещалась в других изолированных отделениях. Наружная оболочка ракеты состояла из трех слоев. Внутренний

слой — прочный металлический, с окнами из кварца, прикрытыми еще слоем обыкновенного стекла, с дверями герметически закрывающимися. Второй — тугоплавкий, но почти не проводящий тепла. Третий — наружный, представлял очень тугоплавкую, но довольно тонкую металлическую оболочку. Во время стремительного движения ракеты в атмосфере наружная оболочка накалялась добела, но теплота эта излучалась в пространство, не проникая сильно через другие оболочки внутрь. Этому еще мешал холодный газ, непрерывно циркулирующий между двумя крайними оболочками, проницая рыхлую малотеплопроводную среднюю прокладку. Сила взрывания могла регулироваться с помощью сложных инжекторов, также прекращаться и возобновляться. Этими и другими способами можно было изменять направление оси снаряда и направление взрывания.



Черт. 21. Составная пассажирская ракета 2017 г.

Температура внутри ракеты регулировалась по желанию с помощью кранов, пропускающих холодный газ через среднюю оболочку ракеты. Из особых резервуаров выделялся кислород, необходимый для дыхания. Другие снаряды были назначены для поглощения продуктов выделения кожи и легких человека. Все это регулировалось по надобности. Были камеры с запасами для пищи и воды. Были особые скафандры, которые надевались при входе в пустое пространство и вхождении в чуждую нам атмосферу чуждой планеты. Было множество инструментов и приборов, имеющих известное и специальное назначение. Были камеры с жидкостями для погружения в них путешествующих во время усиленной относительной тяжести. Погруженные в них люди дышали через трубку, выходящую в воздушную атмосферу ракеты. Жидкость уничтожала их вес, как бы он ни был велик в краткое время взрывания. Люди совершенно свободно шевелили всеми своими членами, даже не чувствовали

их веса, как он чувствуется на земле: они были подобны купающимся или прованскому маслу в вине при опыте Плато. Эта легкость и свобода движений позволяли им превосходно управлять всеми регуляторами ракеты, следить за температурой, силою взрывания, направлением движения и т. д. Рукоятки, проведенные к ним в жидкость, давали им возможность все это делать, кроме того, был особый автоматический управитель, на котором на несколько минут зарегистрировалось все управление снарядом. На это время можно было бы не касаться ручек приборов: они сами собой делали все, что им заранее „приказано". Взяты были запасы семян разных плодов, овощей, хлебов для разведения в особых оранжереях, выпускаемых в пустоту. Также заготовлены и строительные материалы этих оранжерей.

Объем ракеты составлял около 800 куб. метров. Она могла бы вместить 800 тонн воды. Менее трети этого объема (240 тонн) было занято двумя постепенно взрывающимися жидкостями. Этой массы было довольно, чтобы 50 раз придать ракете скорость, достаточную для удаления снаряда на веки от солнечной системы и вновь 50 раз потерять ее.

Вес оболочки или самого корпуса ракеты со всеми принадлежностями был равен 40 тоннам. Запасы, инструменты, оранжереи составляли 30 тонн. Люди и остальное — менее 10 тонн. Таким образом вес ракеты со всем содержимым был в три раза меньше веса взрывчатого материала. Объем для помещения людей, т. е. заполненного разреженным кислородом пространства, составлял около 400 куб. метров. Предполагалось отправить в путь 20 человек. На каждого доставалось помещение в 20 куб. метров, что, при постоянно очищаемой атмосфере, было в высшей степени комфортабельно. 21 отделения сообщались между собою небольшими проходами. Средний объем каждого отсека составлял окола 32 куб. метров. Но половина этого объема была занята необходимыми вещами и взрывающейся массой. Оставалось на каждое отделение около 16 куб. метров. Средние отделения были больше, и каждое могло служить отличным помещением для одного человека. На боковых сторонах отделений были расположены окна с прозрачными стеклами, закрываемыми наружными и внутренними ставнями.

Когда ракета выйдет за границы атмосферы, то наружное давление на нее прекратится, и прочность стенок ее должна выдержать внутреннее давление кислорода, наполняющего ракету. Давление его в 10 раз меньше атмосферного. Стекла окон были двойные с вплавленной внутри их металлической сеткой.

Для получения эффекта ускорения, которое сообщало бы людям ощущение тяжести, ракете могло быть сообщено вращательное движение вокруг поперечной оси при помощи взрывных труб *C* и *C*, расположенных у концов ракеты.

Отопление ракеты производится при помощи солнечных лучей, проникающих через окна площадью 320 кв. метров, а также при изменении площади темной окраски ракеты, поглощающей солнечную теплоту.

Кроме того, можно увеличивать поверхность нагрева ракеты лучами, отражая их на теневую сторону ракеты параболическими и плоскими зеркалами. Такими же сферическими зеркалами можно получать температуры и более высокие, чем то необходимо для согревания. Например, можно получать температуру до 5—6 тысяч градусов Цельсия, каковой можно воспользоваться для металлургических работ.

Для охлаждения ракеты применяются высеребренные ставни, отражающие лучи солнца.

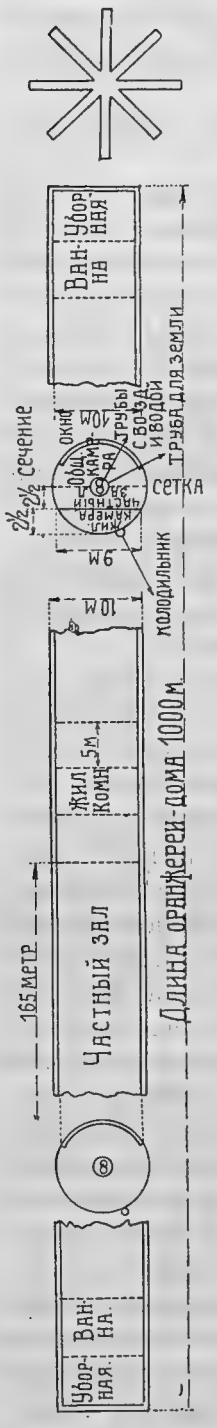
Оранжерея. С земли ракета отправилась в том виде, как она была выше описана. Но когда она превратилась в спутника земли и стала вращаться вокруг нее в мировом пространстве, то необходимо было возобновлять продукты питания для путешественников. Для этого в кладовых заранее были запасены составные части для постройки длинной оранжереи, в которой, под влиянием лучей солнца, должны были произрастать разные питательные растения. Эти части вынимались, выносились через шлюзы из ракеты и собирались рядом с ней людьми, одетыми в скафандры. Когда оранжерея была собрана, она была расположена параллельно ракете и соединена с ней проходами со шлюзами.

Длина оранжереи равнялась 500 метр., диаметр — 2 метрам. Во всю длину ее было окно, шириною около 2 метров. В стекла окна была вплавлена прочная металлическая сетка. Вес всей оболочки оранжереи равнялся 20 тоннам. Остальной материал ее был металл.

С ракетой оранжерея, кроме проходов, была соединена двумя тонкими трубками (*a* и *b*, черт. 20), одна удаляла из ракеты в оранжерею накопившийся углекислый газ и другие человеческие выделения, а другая доставляла в ракету свежий кислород и азот, вырабатываемый растениями. Внутри оранжереи, во всю ее длину, был помещен непрозрачный металлический сосуд. Он был наполнен полужидкой почвой и имел множество дырочек, куда сажались семена и рассада. Внутри его стенки смачивались жидкостью, а снаружи нет. Внутри главной трубы помещались, почти в ее центре, две тонких трубки тоже с отверстиями во всю длину. Одна из них доставляла газы почве, другая — жидкое удобрение. Как газы, так и удобрение и удобряющая жидкость нагнетались в трубки насосами.

Давление паров и газов в оранжереи было так ничтожно (20 *мм* ртут. столба), что стенки ее могли быть очень тонкими, не толще обыкновенного стекла. Для равномерного распределения света почвенная труба могла поворачиваться. Как ракета, так и оранжерея автоматически, в полете, принимали наивыгоднейшее расположение относительно солнечных лучей, что достигалось при помощи давления лучей солнца, которые действовали на органы управления. Были и другие способы, которые описаны ниже. Люди посещали оранжерею в скафандрах. Упругость паров воды в ней была не более 4—10 *мм*, так как испарения почвы и листьев, прежде насыщения, сгущались в особых придатках оранжереи, находящихся постоянно в тени и имеющих поэтому температуру близкую к нулю. Углекислый газ, кислород, азот и другие газы были также в очень разреженном состоянии.

Автономная жилая оранжерея (черт. 22). Когда люди освоились с жизнью в межпланетном пространстве и привыкли летать вокруг земли в ракетах, соединенных с оранжереями наподобие ее спутников, то было решено устраивать большие, уже жилые, оранжереи, которые также летали вокруг земли в виде ее спутников, но уже служили не только для произрастания растений, но и для жилья людей. Материал и части для них доставляли с земли при помощи ракет, и рабочие в скафандрах сваривали эти части в зоне орбиты оранжереи.



Черт. 22. Автономная жилая оранжерея.

Длина такой оранжереи равнялась 1000 метр., ширина — 10 метр. Она предназначалась на 100 жителей. Часть ее, обращенная к солнцу, была прозрачна на треть окружности. Задняя, металлическая, непрозрачная — с крохотными и редкими окошечками. Прозрачная часть, благодаря вплавленной в нее необычайно крепкой и блестящей, как серебро, проволочной сетке, могла выдерживать совершенно безопасно давление дыхательной газовой среды и очень сильные удары; непрозрачная — была еще прочнее. Температура в трубе регулировалась снаружи и внутри и изменялась по желанию от 200° холода до 100° тепла по Цельсию. Главное основание для этого: перемена в лучеиспускательной силе наружной оболочки цилиндра. Непрозрачная часть его была черной, но имела другую оболочку, створчатую, блестящую снаружи и внутри, т. е. с обеих сторон. Если она надвигалась на черную оболочку, то потеря теплоты лучеиспускания двумя третями поверхности цилиндра почти прекращалась, между тем, как поток солнечных лучей затоплял оранжерею, а температура ее доходила до 100° С. Обратно было, когда вторая серебряная оболочка скатывалась, собиралась как штора; тогда снаружи оказывалась черная металлическая оболочка, которая обильно лучеиспускала в звездное пространство, и температура оранжереи понижалась. Она еще более понижалась, когда блестящая металлическая оболочка закрывала снаружи стекла и преграждала доступ солнечной теплоте. Тогда уже температура понижалась до 200° ниже нуля. Она еще более падала или повышалась, когда совместно работала третья внутренняя поверхность. Вдоль продольной оси оранжереи были, как и в ранее описанной оранжерее, заложены трубы с почвой, газами и удобрением для произрастания растений. Цилиндр оран-

жереи по продольной диаметральной плоскости был разгорожен серебристой сеткой. Передняя, наиболее светлая, половина была только отчасти затемнена вьющимися перед окнами виноградом и другими плодовыми растениями. Она служила для всех, без различия пола и возраста. Другая половина была затенена толстым слоем богатой растительности. В ней были редкие окна, из которых можно было видеть только черное звездное небо, луну и землю, дававшую свет в 1000 раз сильнее лунного. К этим редким окнам, т. е. к чисто металлической части оранжереи, прилегал ряд отдельных камер (200). Сто из них полагалось для семейных, 50—для холостых и вдовцов и 50—для незамужних и вдов. Между этими камерами и большой залой было еще шесть длинных частных зал—для собраний женатых, юношей и девушек (2). Размеры главной залы были $1000 \times 10 \times 5$ метров. Жилая камера была размерами $2^1/_2 \times 9 \times 5$ метров. Пол ее соответствовал оси центральной трубы камеры частных зал $2^1/_2 \times 167 \times 10$ метр. Следует, однако, заметить, что представление о высоте, ширине и длине не имели значения в виду отсутствия силы тяжести и могли возникнуть лишь при вращении оранжереи, например, вокруг поперечной оси. В концах оранжереи помещались уборные и ванные.

Для регулирования влажности внутри оранжереи устроен особый холодильник. Он состоит из черной металлической трубы, идущей снаружи в тени вдоль оранжереи. В нее непрерывно прогоняется воздух оранжереи, и в ней он выделяет ожиженные пары воды, благодаря чему и избегается чрезмерная влажность воздуха внутри помещений. Полученная от сгущения пара вода скопляется в уборных, ваннах, где окончательно очищается и служит для омовений и ванн. Затем она поступает опять в почвенную трубу.

Для вентиляции служат особые вентиляторы.

Кроме длинных цилиндрических оранжерей, были построены и соединения из них, например, в виде звезды (черт. 22 справа). Затем образовались целые группы и поселки из подобных оранжерей. Они соединялись между собой проходами со шлюзами.

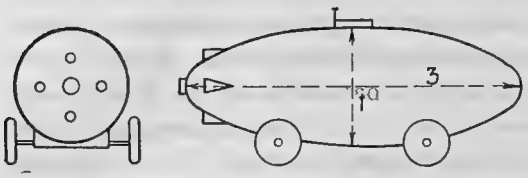
6-й тип. Портативная ракета (в виде ранца).

Для того, чтобы люди, одетые в скафандры, могли летать вне ракеты, Циолковский предлагает снабжать их небольшими орудиями, которые взрывают по желанию, как ракеты, и выпускают газы в любом количестве и в любом направлении. Счетчик указывает на расход взрывчатого материала.

7-й тип. Лунная ракета.

Для полета на луну Циолковский предлагает построить небольшую ракету для двух человек (черт. 23). К этой ракете должны быть приделаны колеса, вращающиеся запасенной энергией, так как, будучи на луне, на солнечную энергию нельзя вполне рассчитывать. При помощи этих

колес ракета сможет передвигаться по ровной поверхности луны. Для перелета же через горы и ущелья в ракете устроены особые придаточные взрывные трубы, уничтожающие слабую на луне тяжесть ракеты. Для отопления в ней была устроена электрическая печь. Для выхода из ракеты был устроен шлюз. Внешняя форма ее имела вид эллипсоида (с удлинением равным 3), а не каплевидную форму; так она пускалась не с земли, а с колоний, расположенных в мировом пространстве кругом земли, и ей не приходилось рассекать воздух.

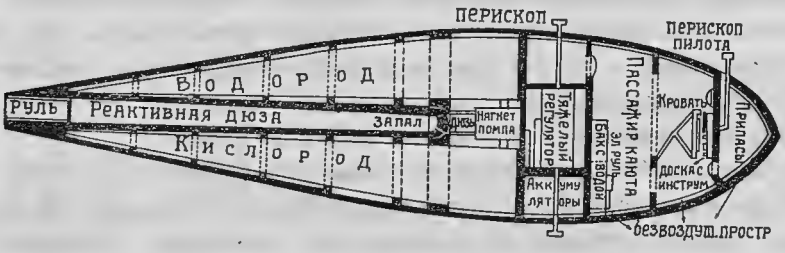


Черт. 23. Лунная ракета.

При путешествии по луне на верхней поверхности ракеты могла быть образована площадка, где путешественники могли сидеть в скафандрах в креслах и наслаждаться видами.

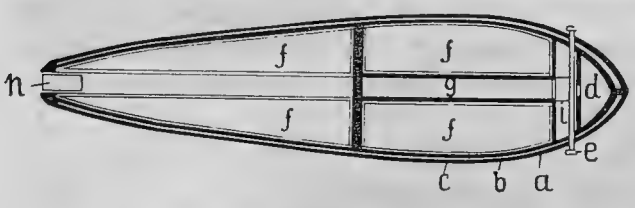
8-й тип. Ракеты, приведенные в сочинении Шершевского.

Шершевский в своем сочинении „Космический Корабль“ (Flugsport, 1927 г., стр. 425) дает чертеж — разрез реактивного корабля Циолковского, соответствующий в общих чертах описанию ракетных кораблей



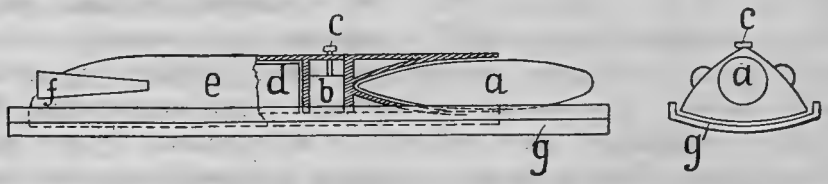
Черт. 24. Ракета 1927 г.

1903 и 1915 гг. Чертеж этот здесь и приводится. (Черт. 24). В другом своем сочинении — „Die Rakete“ (1929, St. 123) — А. Шершевский дает следующее описание и чертежи к ракетам Циолковского. Отношение длины к диаметру — около 10 (черт. 25). Внутренняя оболочка отделена от внешней вакуумом (принцип термостата), *f* — горючее, *c* — оболочка, *h* — рули, *a* — оболочка, *l* — безвоздушное пространство, *d* — каюта, *i* — помпы, *e* — перископы.



Черт. 25. Ракета 1929 г.

Для взлета служит стартовая ракета (черт. 26), скользящая в подушке сжатого воздуха, g — между нею и корытообразным рельсом, a — кос-



Черт. 26. Стартовая ракета.

мическая ракета, e — стартовая ракета, f — дюзы ее, d — горючее c — перископ.

Опытная подготовка к космическим полетам.

В сентябре 1927 г. К. Циолковский выпустил в свет новую книжку „Космическая ракета. Опытная подготовка", в которой, как показывает самое заглавие, он дает план лабораторных опытов, необходимых перед космическим полетом.

Содержание книжки следующее:

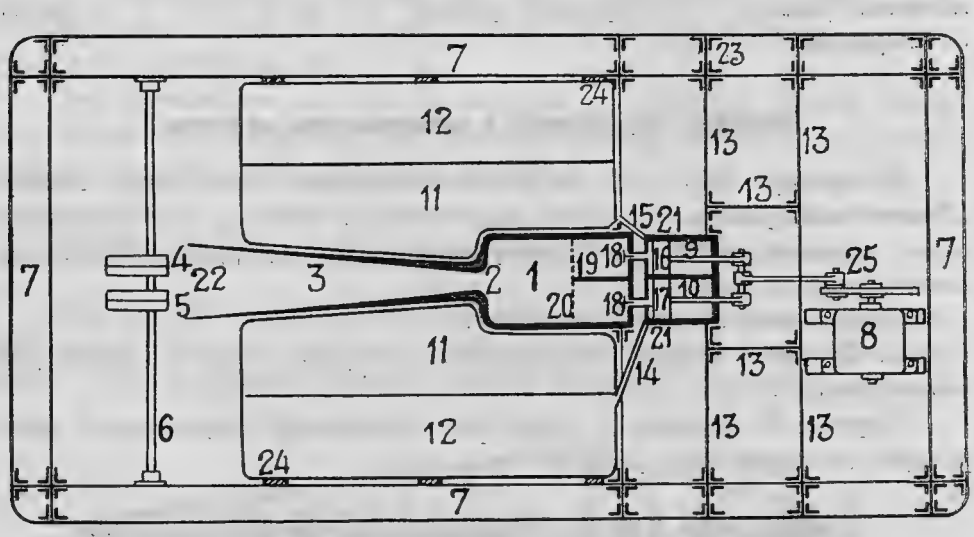
1. Описание чертежа стационарной, моторной установки „движущей части ракеты".

Чертеж 27 изображает схему (не в масштабе) стационарной лаборатории для испытания ракеты.

Черт. 27. Лаборатория для испытания ракет.

Справа помещается мотор для выкачивания и накачивания жидкого воздуха, кислорода или его эндогенных соединений и водородных соединений. НК и НВ — два насоса для накачивания кислородных, водород-

ных соединений в трубу, объемы их разные и зависят от рода горючего. К, К — насосные клапаны, ПТК и ПТВ — трубы, подводящие горючее из баков к насосам, РК и РВ — решетки с косыми дырами, для лучшего смешения горючего; ВТ — взрывная труба конической формы, состоящая из двух оболочек: внутренняя, очень прочная и тугоплавкая, наружная — менее тугоплавкая, но прочная и теплопроводная. ВБ и КБ — баки с водородом (или нефтью) и кислородом. Рули — против отверстия трубы. Рама и опора, к которым прикрепляются все описанные части и которые воспринимают взрывы и передают реакцию кораблю. Материал трубы — сталь.



Черт. 28. Лаборатория для испытания ракет.

2. Размеры и количества. Полагая вес всего аппарата в 1 тонну, Циолковский путем подсчетов полагает возможным полет при расходе в секунду 0,3 *кг* горючего. Расчет же делает на 1 *кг* в сек. Диаметр начала взрывной трубы 2 — 4 *см*, давление (мгновенное) на дно трубы при ударах 12—48 тонн, среднее же около 1 тонны. Расчет начала взрывной трубы ведется на давление в 3 000 и вес около 151 *кг*. Вес мотора с насосами и трубами около 10 *кг*, рама, баки, рули, пилот — 140 *кг*. Горючего 700 *кг*.

3. Горючее. Взрывчатая смесь состоит из кислородного и водородного соединения. В качестве первого можно брать или жидкий воздух, или азотный ангидрид (N_2O_5), или жидкий кислород. В качестве второго может служить: бензол, нефть, а затем металл (в жидком виде) и жидкий водород (как идеал).

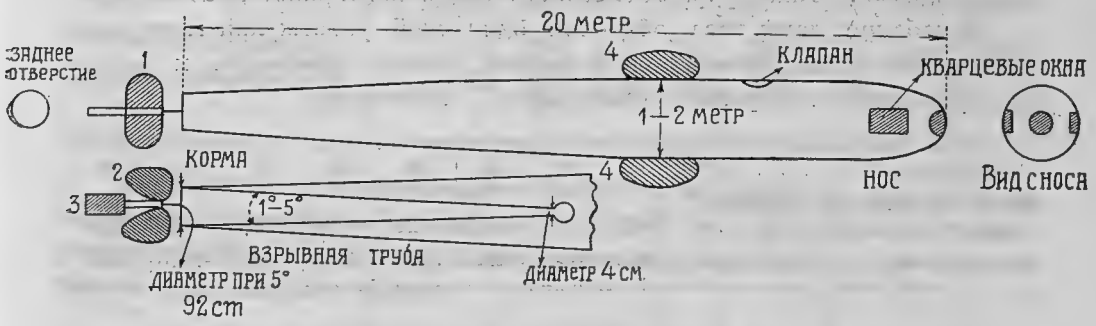
4. Ощий обзор работы двигателя при опытах. Здесь автор описывает, как по его мнению должен работать мотор и производиться взрывы, и какие меры должны обеспечить безопасность опытов.

5. В заключение он приводит возражения на статью Лademана, помещенную в немецком журнале „ZFM“ (28 апр. 1927 г.) и разбирающую его проект ракеты.

Примечание. В журнале „ZFM“ (1927, Seite 482) Лademан дает на немецком языке рецензию этой работы и приводит более аккуратный чертеж плана лаборатории (черт. 28).

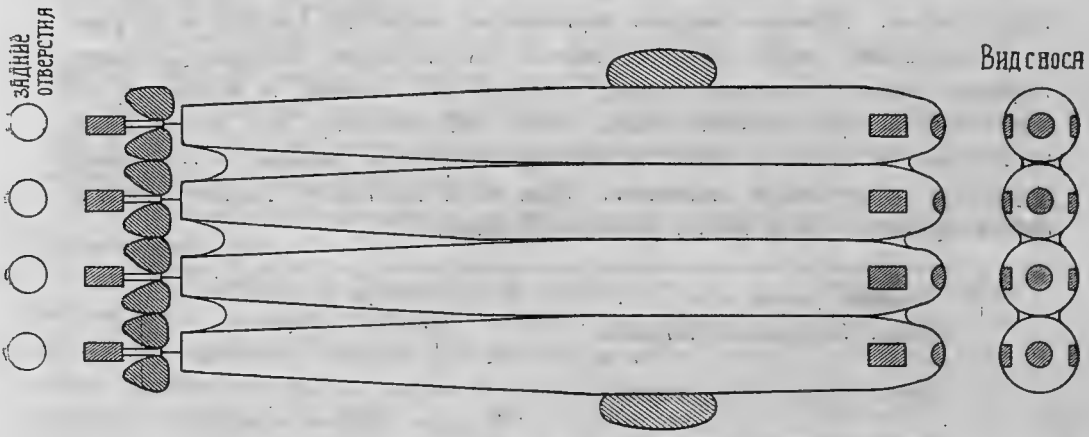
9-й тип. Космическая ракета (проект 1926 года).

К. Циолковский не дает чертежей своей космической ракеты, но излагает довольно подробно ее описание, на основании которого нами составлены схематические чертежи ракеты (черт. 29). Идея устройства ее



Черт. 29. Космическая ракета 1926 г.

следующая: внешняя форма ее — тело вращения наименьшего сопротивления при движении в воздухе. Удлинение ее около $^1/_{10}$. У кормы расположены три руля, которые могут управлять движением ракеты как



Черт. 30. Составная ракета 1926 г.

в земной атмосфере, так и в межпланетном пространстве. Это рули: поворотов (1), высоты (2) и бокового равновесия (3). В помощь последним по бокам ракеты еще имеются эльероны (4).

Рули 1 — 3 работают или от давления воздуха при движении ракеты в атмосфере или под действием вырывающихся из ракеты газов при движении ракеты в пустоте. Руль (1) вращается вокруг вертикальной оси, руль (2) — вокруг поперечной горизонтальной и руль (3) — вокруг продольный оси ракеты. Взрывная труба конусообразной формы с углом при вершине 1° — 5°. В каютах ракеты кварцевые окна, покрытые изнутри слоем, не пропускающим опасные для здоровья солнечные лучи. В оболочке ракеты имеется клапан, который при превышении внутри ракеты давления газа, необходимого для дыхания (0,2 атмосферы — парциальное давление кислорода), должен автоматически открываться наружу.

На черт. 30 изображена составная ракета, состоящая из нескольких одиночных, соединенных боками, при чем места соединения усилены перегородками. Такая форма облегчает планирование ракеты в атмосфере.

В таблице даны веса оболочек одиночной ракеты при материале ее — крепкий сплав железа при 4-кратном запасе прочности и разности наружного и внутреннего давлений в 1 атмосферу.

Объем ракеты . . . . . $м^3$	5	10	15	20	30	40	50	100
Вес внутреннего газа плотности воздуха . . . . . $кг$	6,5	13	19,5	26	39	52	65	130
Вес оболочки . . . . . $кг$	33	65	98	130	195	260	325	650

Наибольший груз, возможный для ракеты при разных ее объемах, выражается, примерно, в тоннах первой строкой таблицы. Для малых ракет оболочка будет тяжелее, чем показано в таблице. Наилучшим горючим для взрывания будет жидкий углеводород, с большим содержанием водорода. Кислород, необходимый для горения, следует брать в виде эндогенных соединений, которые при разложении выделяют много тепла. Хранить жидкие взрывчатые вещества следует в сосудах с отверстиями, через которые могли бы свободно выходить образующиеся газы. Давление газов, готовых для взрыва и входящих во взрывную камеру, следует делать около 100 атмосфер, при этом работа нагнетания не будет велика. В таблице приведены данные, относящиеся к работе реактивного движения. При этом плотность взрывчатых веществ принята — 1, а масса ракеты—1 тонна.

Скорость ракеты в $км$	8	11	17
Масса взрывчатого вещества в m	4	8	30
Время взрывания, секунды ($p = 10$)	800	1100	1700
Расход горючего в сек. в $кг$.	5	11	17
Работа накачивания в $кгм$ . .	500	1100	1700
Время взрывания в сек. ($p = 1$).	800	11000	17000
Расход горючего в сек. в $кг$.	0,5	1,1	1,7
Работа накачивания в $кгм$ . .	50	110	170

Отношение площадей поперечных сечений взрывной трубы (4), взрывной камеры ω_2 и у устья ω_1 определяется формулой

$$\frac{\omega_1}{\omega_2} = \left(1 + \frac{l'}{r_2} \operatorname{tg} \alpha\right)^2$$

где l' — длина трубы

r_2 — радиус сечения ω_2

α — угол отверстия конуса.

В таблице приведены результаты подсчетов по этой формуле:

Угол в градусах	1	2	3	4	5	6	8	10
$\frac{\omega_1}{\omega_2}$	28,8	95,1	199	342	524	740	1296	2000
Отношение диаметров	5,37	9,75	14,1	18,5	22,9	27,2	36,0	44,7
Диаметр отверстия в *m* . . .	0.22	0,39	0,56	0,74	0,92	1,08	1,44	1,8

Вес двигателя, нагнетающего жидкости во взрывную камеру (если нагнетание прерывистое), будет от 5 до 100 *кг*. Для указания направления полета во время взрывания и полета в атмосфере могут служить быстро вращающиеся диски.

План работ по организации космических полетов.

1. Опыты с реактивным аэропланом с постепенным увеличением скорости и высоты подъема и уменьшением площади крыльев.

2. Развитие скорости и высоты полета с аэропланом. Помещение пилота в герметическую камеру. Высота более 12 *км*.

3. Переход к ракете.

4. Полет ракеты со скоростью до 8 *км/сек*. вне пределов атмосферы. Форма ракеты примерно по черт. 26.

5. Дальнейшие полеты все выше. Организация круговорота питания и выделения отбросов питания в самой ракете и дальнейшее завоевание межпланетных пространств.

6. Устройство поселений в эфире, в поясе астероидов и т. д. вплоть до млечного пути.

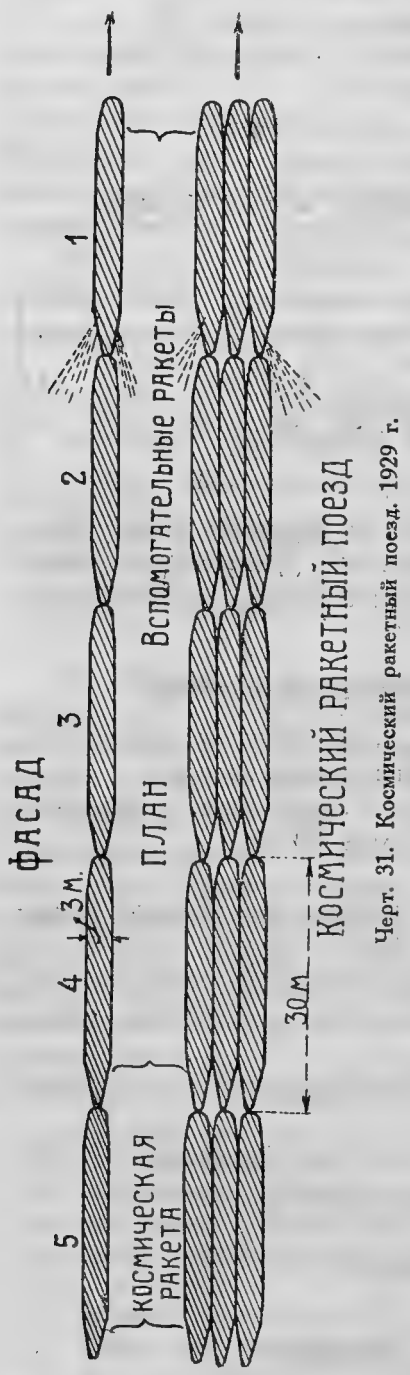
В заключение К. Циолковский описывает те ощущения, которые испытал бы человек, попавший сначала на астероид, диаметром 6 *км*, на котором тяжесть в 2 250 раз меньше, чем на земле, потом на астероид, диаметром 56 *км*, затем на астероид, диаметром 560 *км*, где тяжесть в $22^1/_2$ раза меньше земной.

Космические ракетные поезда.

В 1929 г. К. Циолковский выпустил в свет свою новую книгу под заглавием „Космические ракетные поезда".

Под таким названием К. Циолковский понимает составные ракеты или, вернее, аггрегат ракет, делающих разбег по земле, потом в воздухе

и, наконец, в космическом пространстве. Поезд, составленный, например, из 5 ракет, ведется сначала первой — головной ракетой; по использовании ее горючего, она отцепляется на землю. Далее, таким же образом, начинает работать вторая, затем третья, четвертая и, наконец, пятая, скорость которой будет к тому времени достаточно велика, чтобы унестись в межпланетное пространство. Последовательность работы с головной ракеты вызывается стремлением заставить материалы ракет работать не на сжатие, а на растяжение, с которым легче бороться.



Черт. 31. Космический ракетный поезд. 1929 г.

Длина каждой ракеты — 30 метров. Диаметры — 3 метра. Газы вырываются косвенно к оси ракет, чтобы не давить на следующие ракеты. Длина разбега по земле — несколько сот километров.

На черт. 31 изображен общий вид поезда из пяти тройных ракет в плане и в фасаде. Толщина стенок — 2 *мм*; вес оболочки — $4^1/_2$ тонны, внутреннего содержания — $4^1/_2$ тонны, горючее — 27 тонн. Таким образом вес всей ракеты 36 тонн. Число взрывных труб у кормы — не менее 4-х. Расположены они наклонно, чтобы вырывающиеся газы не попадали на следующую ракету. Окна — кварцевые.

Циолковский в своей книге дает подсчет масс горючего, ракет и скоростей при разбеге и взлете таких поездов с разным числом отдельных „вагонов". Далее он вычисляет время работы двигателей, пройденные пути и углы взлета.

Реактивный аэроплан.

В 1930 году К. Циолковский выпустил в свет небольшую брошюру „Реактивный аэроплан", в которой описывает проект такового аппарата, действующего реакцией газов, при чем, по его расчетам, при высоте полета около 37 *км* такой аэроплан сможет лететь со скоростью 3 600 *км* в час и продолжительность полета будет около часа.

В качестве двигателей он предлагает обыкновенные авиационные моторы, но продукты горения их должны направляться не в цилиндры,

а в конические трубы назад, в кормовую часть аэроплана. Воздух, необходимый для горения, засасывается снаружи, сжимается; при этом воздух сильно нагревается. Чтобы его охладить, его пропускают через кожухи около выходных кормовых окон, которые, благодаря расширению вырывающемуся из них газов, будут сильно охлаждены. Далее, сжатый воздух, теперь уже охлажденный, поступает для горения в мотор. В качестве горючего может быть взят и бензин.

ГЛАВА ЧЕТВЕРТАЯ

Теория полета ракеты.

Ниже нами приводится теория полета, взлета и спуска ракеты изложенная К. Циолковским в его следующих сочинениях:

1. „Исследования мировых пространств реактивными приборами". Напечатано в журнале „Научное Обозрение" 1903 г., № 5, стр. 44.

2. „Реактивный прибор как средство полета в пустоте и в атмосфере". Напечатано в журнале „Воздухоплаватель" 1910 г., стр. 110.

3. „Исследование мировых пространств реактивными приборами". (Реактивный прибор „Ракета" К. Циолковского). Напечатано в журнале „Вестник Воздухоплавания" 1911 г., №№ 19, 20, 21, 22.

4. Продолжение той же статьи в том же журнале за 1912 г., №№ 2, 3, 5, 6-7, 9.

5. „Исследование мировых пространств реактивными приборами". Дополнение к I и II частям труда того же названия. Калуга. 1914 г.

6. „Вне земли". Повесть. Калуга 1920 г.

7. „Ракета в космическое пространство". Калуга. 1924 г. (Повторение № 1 с небольшими дополнениями).

8. „Исследование мировых пространств реактивными приборами". Калуга. 1926 г.

Из этого списка сочинений видно, что К. Циолковский впервые опубликовал свою теорию полета ракеты в 1903 году.

В дальнейшем, во избежание повторений названий сочинений, мы при ссылках на них будем указывать дроби, числитель которых выражает номер вышеприведенных названий книг (от 1 до 8), а знаменатель — страницу.

1. Принцип полета ракеты.

(5/8 и 6/34).

Представим себе в свободном от тяжести пространстве два шарика и между ними упирающуюся в них сжатую пружину. Если пружине дадим возможность расширяться, то одному шарику она сообщит движение направо, другому — налево. При этом она разделит свою работу поровну между обоими шариками. То же будет, если два резиновых мячика будут прижаты друг к другу, а потом отпущены. Тут даже пру-

жина излишня... Или вообразим трубку со сжатым газом. Если один конец ее будет открыт, то газ будет давить только на другой конец, и труба, под влиянием этого давления, кинется, положим, направо. Тогда газ устремится налево. То же будет с ружьем и пушке при выстреле.

Окружающая приборы материальная среда или атмосфера играет роль второстепенную и, может-быть, даже мешает проявлению реакции во всей чистоте и силе.

Ниже мы излагаем теорию движения ракеты, опубликованную им в 1903 году по сочинениям №№ 1—8.

2. Полет ракеты в среде, свободной от тяжести и атмосферы

(1/52, 7/9, 3/19).

Обозначения:

M_1 — масса снаряда со всем содержимым, кроме запаса взрывчатых веществ.

M_2 — полная масса взрывчатых веществ.

M — переменная масса взрывчатых веществ, оставшихся не взорванными в снаряде в данный момент.

V_1 — скорость взрывающихся элементов относительно ракеты.

dM — бесконечно-малый отбросок взрывчатого вещества, вырывающегося из раструба с постоянной скоростью V_1.

V — переменная скорость движения ракеты.

dV — приращение скорости ракеты.

Полная масса ракеты в начале взрыва будет $M_1 + M_2$.

Во время взрывов она будет переменной $M_1 + M$.

В конце взрывов она будет постоянной M_1.

Чтобы ракета получила наибольшую скорость, необходимо, чтобы отбрасывание продуктов взрыва совершалось в одном направлении относительно звезд. А для этого нужно, чтобы ракета не вращалась, а чтобы она не вращалась, надо чтобы равнодействующая взрывающих сил, проходящая через центр их давления, проходила в то же время и через центр инерции всей совокупности летящих масс.

Итак, предполагая такое наивыгоднейшее отбрасывание газов в одном направлении, получим следующее дифференциальное уравнение, на основании закона о постоянстве количества движения:

$$dV\,(M_1 + M) = -V_1\,dM \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (1)$$

Разделяя переменные и интегрируя, получим:

$$\frac{1}{V_1}\int dV = -\int \frac{dM}{M_1 + M} + C, \quad \ldots\ldots\ldots \quad (2)$$

откуда:

$$\frac{V}{V_1} = -\ln -(M_1 + M) + C \quad \ldots\ldots\ldots \quad (3)$$

здесь C — постоянная, определяемая при начале взрывания, когда $M = M_2$ и $V = O$;

$$C = +\ln\,(M_1 + M_2) \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (4)$$

Поэтому уравнение 3 получает вид:

$$\frac{V}{V_1} = \ln\left(\frac{M_1 + M_2}{M_1 + M}\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

Наибольшая скорость снаряда получится, когда весь запас взрывчатого вещества будет взорван, т. е. когда $M = O$.

Тогда:

$$\frac{V}{V_1} = \ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

Из уравнения (6) видно, что скорость V снаряда возрастает неограниченно с возрастанием количества M_2 взрывчатых веществ, при чем однако V возрастает все медленнее и медленнее.

В качестве взрывчатого вещества Циолковский принимает смесь водорода с кислородом, которые, соединяясь в газообразном состоянии для образования одного *кг* воды, развивают 3 825 калорий (калория — количество тепла для нагревания 1 *кг* воды на 1^0 С), что дает работу $3\,825 \cdot 424 = 1\,621\,800$ *кгм*. Предполагая силу тяжести постоянной, получим, что эта работа соответствует работе 1 *кг* массы, движущейся со скоростью, определяемой из уравнения

$$\frac{mV_1^2}{2g} = 1\,621\,800;$$

где

$$m = 1;\ g = 9{,}81\ м/сек;$$

откуда

$$V_1 = 5\,700\ м/сек.$$

Подставляя это значение в формулу (6), мы можем вычислить величину скорости снаряда в зависимости от отношения $\frac{M_2}{M_1}$. Однако возрастание скорости ракеты сопровождается несравненно быстрейшим возрастанием массы M_2 взрывчатых веществ. Поэтому, насколько легко и возможно увеличение массы поднимающегося в небесное пространство снаряда, настолько затруднительно увеличение его скорости.

Результаты подсчетов по формуле (6) приведены в следующей таблице 1.

Таблица I.

$\frac{M_2}{M_1}$	$\frac{V}{V_1}$	V м/сек	$\frac{M_2}{M_1}$	$\frac{V}{V_1}$	V м/сек
0,1	0,095	543	7	2,079	11800
0,2	0,182	1037	8	2,197	12500
0,3	0,262	1493	9	2,303	13100
0,4	0,336	1915	10	2,398	13650
0,5	0,405	2308	19	2,996	17100
1	0,693	3920	20	3,044	17330
2	1,098	6260	30	3,434	19560
3	1,386	7880	50	3,932	22400
4	1,609	9170	100	4,612	26280
5	1,792	10100	193	5,268	30030
6	1,946	11100	бесконечно		бесконечно

Из таблицы видно, что скорости V получаются весьма значительными, например, при $\frac{M_2}{M_1} = 193$, $V = 30\,030$ *м/сек*, т. е. почти равна скорости движения земли по своей орбите. Когда $\frac{M_2}{M_1} = 1$, то V получается почти вдвое больше той, которая необходима для отлета с луны и достаточной для удаления с Марса или Меркурия. При $\frac{M_2}{M_1} = 3$, скорость будет почти равна той, которая необходима для превращения снаряда в спутника земли. При $\frac{M_2}{M_1} = 6$, скорость достаточна для удаления снаряда от земли и вращения его вокруг солнца в качестве самостоятельной планеты и т. д.

При меньших отношениях $\frac{M_2}{M_1}$ снаряд все же может подняться высоко над землей. Например, при $\frac{M_2}{M_1} = 0{,}1$, и при $V = 543$ *м/сек* высота подъема будет около 15 *км*.

Из таблицы видно, что при незначительном запасе, скорость, по окончании взрыва, приблизительно, пропорциональна массе запаса (M_2), следовательно, в этом случае, высота поднятия пропорциональна квадрату этой массы (M_2) запаса.

Утилизацией ракеты назовем отношение работы ракеты к работе взрывчатого материала. Определим эту утилизацию. Работа взрывчатых веществ равна:

$$\frac{V_1^2 \cdot M_2}{2g},$$

где g ускорение земной тяжести.

Работа ракеты равна:

$$\frac{V^2 \cdot M_1}{2g}$$

или на основании формулы (6)

$$\frac{V_1^2 \cdot M_1}{2g}\left[\ln\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right)\right]^2$$

Поэтому утилизация будет равна:

$$\frac{M_1}{M_2}\left[\ln\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right)\right]^2 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (7)$$

В нижеследующей таблице II подведены результаты подсчетов при разных $\frac{M_2}{M_1}$. Из таблицы и из формулы (7) видно, что при очень малых количествах взрывчатого вещества утилизация его равна $\frac{M_2}{M_1}$, т. е. тем меньше, чем относительное количество взрывчатых веществ меньше.

Это следует из следующего:

$$\ln\,(1+x) = x - \frac{x^2}{2} + \frac{x^3}{3} - \frac{x^4}{4},$$

следовательно, приблизительно:

$$\frac{M_1}{M_2}\left[\ln\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right)\right]^2 = \frac{M_1}{M_2}\cdot\left(\frac{M_2}{M_1}\right)^2 = \frac{M_2}{M_1}.$$

Таблица II.

$\frac{M_2}{M_1}$	Утилизация	$\frac{M_2}{M_1}$	Утилизация
0,1	0,090	7	0,62
0,2	0,165	8	0,60
0,3	0,223	9	0,59
0,4	0,282	10	0,58
0,5	0,328	19	0,47
1	0,48	20	0,46
2	0,60	30	0,39
3	0,64	50	0,31
4	0,65	100	0,21
5	0,64	193	0,144
6	0,63	бесконечно	нуль

Далее, с увеличением $\frac{M_2}{M_1}$ утилизация возрастает, достигая максимума при $\frac{M_2}{M_1} = 0{,}65$, а затем убывает. Вообще при $\frac{M_2}{M_1} = 1$ до 20 утилизация довольно велика и равна около 0,5.

3. Полет ракеты под влиянием тяжести в вертикальном направлении.

Мы видели, что без влияния тяжести ракета может приобрести большую скорость. Эту же скорость она может получить и для среды тяжести, если только взрыв будет мгновенный. Но такой взрыв для нас не годится, потому что происходящего во время его толчка не выдержат ни люди, ни вещи, заключенные в снаряде. Нам нужно медленное взрывание. Однако, при очень медленном взрывании полезный эффект уменьшается и даже может обратиться в нуль, когда постоянное ускорение p ракеты будет равно ускорению силы тяжести g земли, и снаряд во все время взрывания будет стоять в воздухе неподвижно без опоры.

Если ракета движется в среде, свободной от тяжести, то время t, в течение которого взрывается весь запас взрывчатого вещества, равно

$$t = \frac{V}{p};$$

здесь V — скорость снаряда по окончании взрыва.

В этом случае количество взрывчатых веществ, расходуемых на единицу времени, непрерывно уменьшается пропорционально уменьшению массы снаряда с остатком невзорванных материалов. Зная p или ускорение в среде без тяжести, можно вычислить и величину (временную) тяжести внутри ракеты в течение ее ускоряющегося движения.

Приняв силу тяжести у поверхности земли за единицу, найдем величину временной тяжести в снаряде $\frac{p}{g}$, которая показывает увеличение давления вещей на подставки. Обозначим скорость ракеты по окончании взрывов в среде тяжести с постоянным ускорением g через V_2.

Тогда время, в течение которого расходуется один и тот же запас взрывчатого материала, будет то же, как и без влияния тяготения, именно:

$$t = \frac{V_2}{p - g};$$

здесь предполагается, что p и g взаимно параллельны и противоположны.

Если $p = 0$, то и $\frac{p}{g} = 0$. Это соответствует отсутствию взрывов. При этом, снаряд будет двигаться по инерции, и внутри него не будет веса, т. е. его нельзя будет обнаружить при помощи пружинных весов.

Если $p = g$, то $\frac{p}{g} = 1$. Этот случай имеет место, когда силою взрывов ракета неподвижно висит над землей. Относительная тяжесть равна земной. Если до взрыва снаряд имел уже какую-нибудь скорость, например вверх, вбок и т. п., то она останется без изменения.

Из формул (8) и (9) имеем:

$$V = V_2 \frac{p}{p - g}, \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (10)$$

откуда, зная, какую скорость ракета должна иметь по окончании взрыва, определим V, а по последней из формулы (6) определим и необходимое количество взрывчатых веществ. Из формул (6) и (10) имеем:

$$V_2 = V_1 \left(1 - \frac{g}{p}\right) \ln \left(1 + \frac{M_2}{M}\right) \ldots\ldots\ldots \quad (11)$$

Формулы (10) и (11) показывают, что тяготение уменьшает скорость ракеты, и последняя даже равна нулю, если $\frac{p}{g} = 1$. Чем больше будет $\frac{p}{g}$, тем больше будет и скорость ракеты. Однако увеличение $\frac{p}{g}$ не может быть беспредельно, так как это грозит опасностью пассажирам.

В пределе, когда $\frac{p}{g}$ бесконечно велико, мы получаем формулу (11) формулу (6):

$$V_2 = V_1 \ln \left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right),$$

т. е. при моментальном взрыве скорость V_2 ракеты в среде тяжести та же, что и в среде без тяжести.

По формуле (9) определяется время взрывания, например:

1) При $V = 11\,100$ *м*; $\frac{M_2}{M_1} = 6$; $t = 1133$ сек. $= 19$ мин., т. е. в среде, свободной от тяжести, ракета пролетала бы равномерно ускоряющимся движением в 19 минут или в среде тяжести простояла бы неподвижно у поверхности земли в течение тех же 19 минут.

2) При $V = 3920$ *м*.; $\frac{M_2}{M_1} = 1$; $t = 400$ сек. $= 6^2/_3$ м.

3) При $V = 543$ *м*.; $\frac{M_2}{M_1} = 0{,}1$; $t = 55{,}4$ сек.

Таким образом взрывание будет безрезультатным, если оно происходит недостаточно сильно, хотя и долго. Оно тогда годится лишь для продвижения по поверхности земли, хотя и короткое время, но зато во время его будет пройдено большое расстояние. (Возможен случай полета и над атмосферой).

Чем меньше g, тем дольше ракета простоит в среде тяготения. Например, на луне при $\frac{M_2}{M_1}=6$, $t=2$ часам.

Если ускорение будет в 10 раз больше нормального, т. е. $\frac{p}{g}=10$, то при $\frac{M_2}{M_1}=6$ получим $V_2=9\,990$ *м* и по формуле (8) найдем $t=113$ сек.

Сравним теперь работу взрывчатых веществ при полете ракеты в среде без тяготения и в среде с тяготением.

В среде тяжести ускорение будет $p_1=p-g$. Предположим, что до высоты нескольких сот *км* g постоянно. Тогда высота поднятия ракеты за время взрывания t будет:

$$h=\tfrac{1}{2}\,p_1\cdot t^2=\frac{p-g}{2}t^2 \quad \ldots\ldots\ldots \quad (12)$$

и принимая во внимание (9)

$$h=\frac{V_2^2}{2\,(p-g)} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (13)$$

Подставляя вместо V_2 его значение по (10), получим

$$h=\frac{p-g}{2p^2}V^2=\frac{V^2}{2p}\left(1-\frac{g}{p}\right) \quad \ldots\ldots\ldots \quad (14)$$

Полезная работа ракеты в среде, свободной от тяготения, будет:

$$T=\frac{V^2}{2g} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (15)$$

Работа же в среде тяготения:

$$T_1=h+\frac{V_2^2}{2g} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (16)$$

Отношение этих работ будет:

$$\frac{T_1}{T}=\frac{2hg+V_2^2}{V^2} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (17)$$

Исключая из этой формулы h и V_2 получим:

$$\frac{T_1}{T}=1-\frac{g}{p} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (18)$$

т. е. работа в среде тяготения, получаемая от определенного количества взрывчатых веществ M_2 менее, чем в среде свободной от него. Разница $\frac{g}{p}$ тем меньше, чем быстрее взрываются газы или чем более p.

Например, для вышеразобранного случая $\left(\frac{M_2}{M_1}=h;\ \frac{p}{g}=10\right)$ имеем потерю $\frac{1}{10}$ и утилизацию 0,9. Когда $p=g$ и снаряд стоит в воздухе, потеря будет полная и утилизация $=0$. Такова же будет утилизация, если снаряд будет иметь постоянную горизонтальную скорость.

Для вышеупомянутого случая $\left(\frac{M_2}{M_1}=h;\ \frac{p}{g}=10\right)$, высота подъема $h=565$ *км*.

Скорость V_2 будет также меньше V, что следует из формулы (10)

$$V_2=V\left(1-\frac{g}{p}\right).$$

Эта формула имеет тот же вид, что и (18).

Из формулы (18) имеем:

$$T=T_1\left(\frac{p}{p-g}\right) \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (19)$$

Если известно T_1, то по ней вычисляем T и далее V для среды без тяжести по формуле

$$T=M_1\frac{V^2}{2g}.$$

Зная V, определяем M_2 — массу взрывчатых веществ — по формуле (5) и получим

$$M_2=M_1\left(e^{\sqrt{\frac{T_1\cdot\rho}{T_2(p-g)}}}-1\right), \quad \ldots\ldots\ldots \quad (20)$$

где

$$T_2=M_1\frac{V^2}{2g}$$

Здесь под g следует подразумевать постоянное сопротивление, равное сумме сил тяжести и сопротивления среды. Но сила тяготения постепенно убывает с удалением от центра земли, вследствие чего утилизируется большее количество работы взрывчатых веществ. С другой стороны, сопротивление атмосферы, будучи, как увидим, весьма незначительным по сравнению с тяжестью снаряда, уменьшает утилизацию ракеты.

Однако последняя убыль с избытком вознаграждается прибылью от уменьшения притяжения. Поэтому формулу (20) можно применять к вертикальному поднятию ракеты.

4. Остановка ракеты в среде без тяготения.

Пусть ракета силою взрыва некоторого (не всего) количества газов приобрела в среде без тяготения скорость 10 100 *м/сек* (табл. I). Для остановки ее ей необходимо приобрести такую же скорость, но в обратном направлении.

Согласно таблице I количество оставшихся взрывчатых веществ должно быть в 5 раз больше массы M_1 ракеты. Поэтому она, по окончании первой части взрыва, должна иметь запас взрывчатого вещества M_2-5M_1 и полную массу $6M_1$. Этой массе первоначальное взрывание должно было сообщить скорость 10 000 *м/сек*, для чего необходимо было иметь взрывчатого вещества $6M_1\times 5=30\ M_1$, что вместе с запасом $5\ M_1$ составляет $35\ M_1$.

Обозначим $\frac{M_2}{M_1}=q$, и через M_3 — полную массу взрывчатого вещества, необходимую для взлета и остановки (в нашем случае $M_3=35M_1$).

Тогда:

$$\frac{M_3}{M_1} = q + (1+q) \cdot q = q(2+q) \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (21)$$

или, прибавляя и вычитая по единице:

$$\frac{M_3}{M_1} = 1 + 2q + q^2 - 1 = (1+q)^2 - 1 \quad \ldots\ldots\ldots \quad (22)$$

Всего же, с массою ракеты $M_1 = 1$:

$$\frac{M_3}{M_1} + 1 = (1+q)^2 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (22\text{ bis})$$

На основании формулы (22) и таблицы I составляем таблицу III. Эта таблица показывает, что если мы хотим приобрести очень большую скорость и затем потерять ее, то необходим весьма (неодолимо) большой запас взрывчатых веществ.

Таблица III.

V м	$\frac{M_2}{M_1}$	$\frac{M_3}{M_1}$	V м	$\frac{M_2}{M_1}$	$\frac{M_3}{M_1}$
543	0,1	0,21	11800	7	63
1037	0,2	0,44	12500	8	80
1493	0,3	0,69	13100	9	99
1915	0,4	0,96	13650	10	120
2308	0,5	1,25	17100	19	399
3920	1	3	17330	20	440
6260	2	8	19560	30	960
7880	3	15	22400	50	2600
9170	4	24	26280	100	10200
10100	5	35	30038	193	37248
11100	6	48	бесконечно	бесконечно	бесконечно

Заметим, что из формул (22 bis) и (6) можно также получить данные таблицы III.

$$\frac{M_3}{M_1} + 1 = e^{\frac{2V}{V_1}}$$

5. Остановка ракеты в среде тяготения.

В среде тяготения процесс работы взрывчатых веществ будет одинаков как при поднятии ракеты с земли на некоторую высоту, когда взрывчатые вещества сообщали ей скорость поднятия до остановки, так и при падении ее с этого места до земли, когда они тормозили ее спуск.

Остановка в среде тяготения требует большей работы взрывчатых веществ, чем в среде без тяготения, и поэтому в формулах (21) и (22) q будет больше.

Обозначим это большее отношение через q_1, тогда будем иметь:

Так как работы взрывчатых веществ пропорциональны их массам, то:

$$\frac{T_1}{T}=\frac{M_{21}}{M_2}=\frac{M_{21}/M_1}{M_2/M_1}=\frac{q}{q_1}=(\text{по}\,18)=1-\frac{p}{g},$$

откуда

$$q_1=q\left(\frac{p}{p-g}\right) \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (23)$$

Подставляя это выражение в (22), получим:

$$\frac{M_4}{M_1}=(1+q_1)^2-1=\left(1+\frac{pq}{p-g}\right)^2-1 \quad \ldots\ldots \quad (24)$$

Здесь M_4 означает количество взрывчатых веществ, необходимых для поднятия с известной точки и возвращения в ту же точку при полной остановке ракеты и при полете ее в среде тяжести.

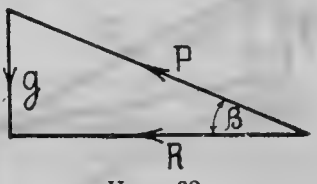
Составим таблицу IV, полагая $\frac{p}{g}=10$.

Таблица IV.

$\frac{M_2}{M_1}=q$	$\frac{M_4}{M_1}$	$\frac{M_2}{M_1}=q$	$\frac{M_4}{M_1}$
0,1	0,235	3	17,78
0,3	0,778	4	28,64
0,5	1,420	5	41,98
1,0	4,457	6	57,78
2	9,383	7	76,05

6. Горизонтальный полет ракеты.

Хотя вертикальное движение ракеты как-будто выгоднее, потому что при этом скорее рассекается атмосфера и ракета поднимается на большую высоту, но, с одной стороны, работа для прохода атмосферы, сравнительно с полною работой взрывчатых веществ, весьма незначительна, с другой, при наклонном движении, можно устроить постоянную обсерваторию, движущуюся за пределами атмосферы неопределенно долгое время вокруг земли, подобно ее луне. Кроме того, и это главное, при наклонном полете утилизируется несравненно большая часть энергии взрыва, чем при вертикальном движении.



Черт. 32.

Рассмотрим сначала горизонтальный полет ракеты.

При таком полете ракета находится под влиянием двух сил: 1) тяжести и 2) отдачи. Их равнодействующая должна быть горизонтальной. Обозначим через R — горизонтальное ускорение, через p — ускорение от взрывов и через g — ускорение от силы тяжести (черт. 32). Тогда будем иметь:

$$R=\sqrt{p^2-g^2} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (25)$$

Кинетическая энергия, полученная ракетой через время t, будет:

$$\frac{R}{2}t^2\frac{R}{g}=\frac{R^2}{2g}t^2=\frac{p^2-g^2}{2g}t^2 \quad \ldots\ldots\ldots \quad (26)$$

Работа взрывчатых веществ в среде свободной от тяжести будет

$$\frac{p}{2}t^2\cdot\frac{p}{g}=\frac{p^2}{2g}t^2 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (27)$$

Разделив первое на второе, получим утилизацию ракеты при горизонтальном полете:

$$1-\left(\frac{g}{p}\right)^2 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (28)$$

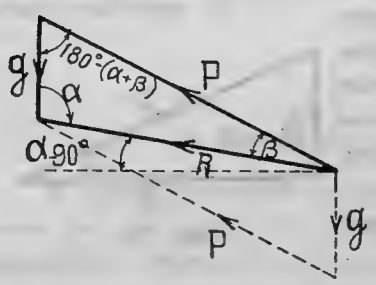
При этом сопротивление воздуха в расчет не принимается. Из формулы (28) видно, что потеря работы по сравнению с работой в среде, свободной от силы тяготения, выражается через $\frac{g}{p}$, и она гораздо меньше, чем при отвесном движении. Например, при $\frac{g}{p}=\frac{1}{10}$, потеря составит $\frac{1}{100}$, между тем как при вертикальном движении она равнялась $\frac{g}{p}=\frac{1}{10}$.

В таблице V приведены эти потери при разных $p:g$, при чем вычислены и соответствующие углы между направлениями p и R.

Таблица V.

$\frac{p}{g}$	Потеря	$\sin\beta$	$\beta°$
1	1	1	90°
2	1:4	1:2	30°
3	1:9	1:3	19,5
4	1:16	1:4	14,5
5	1:25	1:5	11,5
10	1:100	1:10	5,7
100	1:10000	1:100	0,57

7. Наклонный полет ракеты.



Черт. 33

Горизонтальный полет ракеты невыгоден потому, что при этом сильно увеличивается его путь через атмосферу и тратится работа на рассечение воздуха. Назовем через α угол наклона траектории R полета к вертикали. (Черт. 33). Этот угол $>90°$. Из чертежа имеем:

$$R=\sqrt{p^2+g^2+2pg\cos\gamma} \quad . \quad (29)$$

где

$$\gamma=180°-(\alpha+\beta)$$

Далее

$$\sin\alpha:\sin\beta:\sin\gamma=p:g:R \quad \text{и} \quad \cos\alpha=\frac{R^2+g^2-p^2}{2gp}.$$

Кинетическая энергия выражается формулой (26), но в ней R определяется по формуле (29).

Вертикальное ускорение равно:

$$R_1 = R\cos(180^\circ - \alpha) = -R\cos\alpha \quad \ldots\ldots\ldots \quad (30)$$

Работа поднятия ракеты будет:

$$\frac{R_1}{2}t^2 = -\frac{Rt^2}{2}\cos\alpha, \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (31)$$

где t — время взрывания всего запаса взрывчатых веществ. Полная работа, приобретенная ракетой в среде тяжести, будет:

$$\frac{R^2}{2g}t^2 - \frac{Rt^2}{2}\cos\alpha = \frac{Rt^2}{2}\left(\frac{R}{g} - \cos\alpha\right) \quad \ldots\ldots\ldots \quad (32)$$

Здесь за единицу работы принято поднятие ракеты на единицу высоты с ускорением g.

Работа в среде, свободной от тяжести, будет (по 27):

$$\frac{p^2}{2g}t^2$$

(t — не зависит от сил тяготения).

Утилизацию энергии взрывчатых веществ при полете в среде тяготения по сравнению с таковой же в среде без тяготения, получим, разделив (32) на (27):

$$\frac{Rt^2}{2}\left(\frac{R}{g} - \cos\alpha\right) : \left(\frac{p^2}{2g}t^2\right) = \frac{R}{p}\left(\frac{R}{p} - \frac{g}{p}\cos\alpha\right) \quad \ldots\ldots\ldots \quad (33)$$

Выключая отсюда R по формуле (29), найдем:

$$1 + \frac{g^2}{p^2} + 2\cos\gamma\,\frac{g}{p} - \cos\alpha\,\frac{g}{p}\sqrt{1 + \frac{g^2}{p^2} + \cos\gamma\,\frac{g}{p}} \quad \ldots\ldots \quad (34)$$

Формулы (18) и (28) представляют частные случаи этой формулы.

Пример. Пусть ракета летит под углом 14,5° к горизонту. Синус этого угла составляет 0,25; это значит, что сопротивление атмосферы увеличивается в 4 раза сравнительно с сопротивлением ее при отвесном полете, так как оно приблизительно пропорционально синусу угла наклона $\alpha - 90^\circ$ траектории ракеты к горизонту.

Имеем:

$$\alpha = 90 + 14^1/_2 = 104^1/_2;\ \cos\alpha = 0{,}25;\ \sin\beta = -\sin\frac{g}{p};$$

если

$$\frac{g}{p} = 0{,}1,$$

то

$$\sin\beta = 0{,}0968;\ \beta = 5^1/_2{}^\circ;\ \gamma = 110^\circ;\ \cos\gamma = -0{,}342.$$

По формуле (34) определяем утилизацию 0,966. Потеря составляет 0,034 или около 3,4%. Эта потеря в 3 раза меньше, чем при вертикальном движении. Результат не дурной, если принять во внимание, что сопротивление атмосферы и при наклонном движении ($14^1/_2{}^\circ$), никак не более 1% работы удаления снаряда от земли.

В таблице VI показаны утилизации и потери при разных наклонах траектории ракеты к горизонту. 1-й столбец показывает наклон движения к горизонту (черт. 33).

β — есть угол между направлением взрыва и траекторией.

Таблица VI.

$\alpha - 90^0$	α	β	$\alpha + \beta$	Утилизация	Потеря
0	90	$5^3/_4$	$95^3/_4$	0,9900	1 : 100
2	92	$5^2/_3$	$97^2/_3$	0,9860	1 : 72
5	95	$5^2/_3$	$100^2/_3$	0,9800	1 : 53
10	100	$5^2/_3$	$105^2/_3$	0,9731	1 ; 37
15	105	$5^1/_2$	$110^1/_2$	0,9651	1 : 29
20	110	$5^1/_3$	$115^1/_3$	0,9573	1 : 23,4
30	120	5	125	0,9426	1 : 17,4
40	130	$4^1/_3$	$134^1/_3$	0,9300	1 : 14,3
45	135	4	139	0,9246	1 : 13,3
90	180	0	180	0,9000	1 : 10

Для очень малых углов наклона α—90° формулу (34) можно упростить, заменив тригонометрические величины дугами и сделав другие упрощения. Тогда получим следующее выражение для потери работы.

$$x^2 + \delta \cdot x \left(1 - \frac{x^2}{2}\right) + \delta^2 \cdot x^2 \left(x - \frac{\delta}{2}\right).$$

Здесь δ — означает угол наклона движения ($\alpha - 90°$), выраженный длиною его дуги при радиусе $= 1$, а $x = \frac{g}{p}$. Отбрасывая малые величины высших порядков, получим:

$$x^2 + \delta x = \left(\frac{g}{p}\right)^2 + \delta \frac{g}{p}.$$

Положим $\delta = 0{,}02\,N$, где 0,02 есть часть окружности, соответствующая почти одному градусу ($1^1/_7°$), а N — число этих градусов. Тогда потеря работы выразится:

$$\frac{g^2}{p^2} + 0{,}02 \frac{g}{p} N.$$

Положив, например, как и раньше $\frac{g}{p} = 0{,}1$, составим таблицу VII, из которой видно, что несходимость результатов до углов $< 10°$ по сравнению с таблицей VI не велика.

Таблица VII.

$N°$	Потеря	$N°$	Потеря
0	1 : 100	4	1 : 55
0,5	1 : 91	5	1 : 50
1	1 : 83	6	1 : 45
2	1 : 70	10	1 : 33
3	1 : 60		

8. Взлет с планет.

Взлет с земли. В своем сочинении „Вне земли“ (стр. 18) Циолковский описывает взлет ракеты следующим образом: „Ракета сначала летит параллельно плоскости экватора под $\angle 25^0$ к горизонту по направлению вращения земли, в течение первых 10 секунд ее скорость возрастает быстро до 500 метров; затем, во все время пути через атмосферу, увеличивается гораздо медленнее, по мере ее разряжения. После прохождения воздушной оболочки земли, скорость опять должна быстро возрастать, а направление движения постепенно изменяется и на высоте 1 000 километров сделается кругообразным, при чем скорость должна быть настолько велика, чтобы ракета двигалась кругом земного шара по окружности, не приближаясь к нему. Облет вокруг земли производится при скорости $7^1/_2$ *км* в сек.

На стр. 23 он описывает впечатления зрителей, оставшихся на земле и наблюдавших взлет ракеты. „Они видели, как ракета сорвалась и устремилась в наклонном положении в пространство. Многие в испуге отшатнулись. Всех оглушил шум, но он быстро утихал, по мере удаления ракеты. Она быстро удалялась к востоку, по направлению движения земли вокруг оси. В то же время она поднималась все выше и выше, через 10 сек. она была от зрителей на расстоянии 5 километров и двигалась со скоростью 1 000 *м/сек.* (выше было указано 500?). Она уже едва была видна в сильный бинокль и то потому, что от воздушного трения стала светиться. Можно сказать, что она исчезла почти моментально из глаз зрителей. Послышался как бы громовой рокот. Он сначала возрастал, потом стал ослабевать. Громовые раскаты продолжались, хотя ракеты уже не было видно. Толпа смотрела по сторонам, но туч нигде не было: эта ракета раздвинула воздух, который и дал громоподобную воздушную волну.

Взлет с луны. Циолковский описывает следующим образом („Вне земли“, стр. 91 и 92). Выбрали ровное место,—часть горы, поднимающейся под уклоном 10—20 градусов. На ней поставили ракету, заперлись в ней и привели в действие взрывные аппараты. Сначала они катились по горе, потом оставили ее и помчались в эфирном пространстве, кругом луны. Они поднимались все выше и выше, приобретали скорость все больше и больше, пока не достигли секундной скорости в 1600 метров. Тогда взрывание было прекращено. Они мчались кругом луны на расстоянии 265 километров от ее поверхности.

Покружившись несколько часов кругом луны, они снова возобновили взрывание, достигли скорости около $2^1/_2$ *км* в сек., прекратили взрывание и помчались от луны на земную орбиту.

Взлет с астероида можно произвести незначительными взрываниями тем меньшими, чем меньше его масса.

9. Спуски на планеты.

Спуск на землю. После экскурсии к внешним планетам ракета Циолковского возвращается обратно к земле („Вне земли“, стр. 111),

описывая вокруг солнца спиральный путь и приближаясь постепенно к земной орбите. Когда ракета была от этой орбиты на 65 миллионов километров, было начато торможение при скорости движения в 25 *км/сек*. Однако, притяжение солнца эту скорость увеличивало и при вступлении ракеты на орбиту земли скорость сравнялась с земной. Начало сказываться притяжение земли. Пришлось тормозить движение обратными взрывами. Когда земля была уже близко, люди погрузились в резервуары с водой. Спуск же ракеты регулировался приборами, также погруженными в жидкость. Ракета вступает в атмосферу, накаливается тонкая предохранительная оболочка, но скорость ее уже не велика и еще умоляется, по мере приближения к поверхности океана. Еще энергичное торможение и ракета почти остановилась. Легкий шлепок в воду и она плавает на ней, как миноноска.

Спуск на луну происходил следующим образом. Под влиянием лунного притяжения ракета с лунной орбиты стала направляться к луне пока относительная скорость ее не стала равна 2 *км/сек*. Когда расстояние до луны было 2 000 *км*, начали взрыванием тормозить движение, пока ракета не остановилась в расстоянии 3 *км* над луной. Затем ей сообщили движение 100 *м/сек* по направлению к луне. Когда осталось 500 *м*, опять затормозили и, наконец, ракета с едва заметным толчком опустилась на почву, повернулась, оперлась на колеса, прокатилась несколько десятков метров по долине и остановилась („Вне земли", стр. 88).

Спуск на астероид („Вне земли", стр. 103). Когда был замечен астероид, то взрыванием ракету направили к нему. При достаточном приближении замедлили скорость контр-взрывами и постепенными взрывами привели ракету в расстояние нескольких десятков метров от астероида, при чем ракета расположилась в относительном покое. Под влиянием притяжения и контр-взрывов наконец ракета пристала к планете.

Мы могли бы рассмотреть еще очень многое: работу тяготения, сопротивление атмосферы, о пребывании человека в среде лишенной кислорода о направлении ракеты при проходе ее к атмосфере, о пути ракеты в космическом пространстве.

Выше была изложена теория, данная Циолковским в 1903 году. Продолжение ее было напечатано в 1911 — 12 гг., каковое мы теперь и излагаем (см. „Вестн. Воздух." 1911 и 12 гг.)

10. Работа тяготения при удалении от планеты.

При удалении единицы массы от поверхности планеты радиуса r_1 на высоту h необходимо затратить работу T:

$$T = \frac{g}{g_1} r_1 \left(1 - \frac{r_1}{r_1 + h}\right) \quad \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \quad (35)$$

Здесь g — ускорения силы тяжести на поверхности планеты и g_1 — земли.

Если

$$h=\infty, \text{ то } T=\frac{g}{g_1}\cdot r_1, \quad \ldots\ldots\ldots \quad (36)$$

т. е. работа, необходимая для удаления единицы массы от поверхности планеты на бесконечно-большое расстояние равна работе поднятия той же массы от поверхности на один радиус планеты, если допустить, что сила тяжести при этом не меняется.

Для равноплотных планет сила тяжести у поверхности пропорциональна радиусу планеты и выражается отношением радиуса r_1 планеты к радиусу r_2 земли:

$$\frac{g}{g_1}=\frac{r_1}{r_2};\ T=\frac{r_1}{r_2}\cdot r_1=\frac{r_1^2}{r_2}\ ^{1}).$$

Это показывает, что предельная работа T_1 быстро уменьшается с уменьшением радиуса r_1 планеты.

Для земного шара $T_1=6\,366\,000$ *кгм*, что меньше энергии $1^1/_2$ *кг* нефти.

Для подъема человека весом в 70 *кг* потребуется, таким образом, около 70 *кг* нефти.

Для лун Марса (диаметр 10 *км*) $T_1=16$ *кгм*.

Для луны $T_1=\frac{T_1 \text{ земли}}{22}$.

Для планетоида Весты $T_1=\frac{T_1 \text{ земли}}{1\,000}$. (Диаметр 500 *км*).

Для всякой планеты $\frac{T}{T_1}=\frac{h}{h+r_1}=\frac{\frac{h}{r_1}}{1+\frac{h}{r_1}}$.

Вычислим по этой формуле таблицу VIII.

Таблица VIII.

Поднятие в радиусах планеты $\frac{h}{r_1}$	$\frac{1}{10}$	$\frac{1}{5}$	$\frac{1}{4}$	$\frac{1}{3}$	$\frac{1}{2}$	1	2	3	9	99	Бесконечно
Отношение соответствующей работы к работе для удаления в бесконечность $\frac{T}{T_1}$	$\frac{1}{11}$	$\frac{1}{6}$	$\frac{1}{5}$	$\frac{1}{4}$	$\frac{1}{3}$	$\frac{1}{2}$	$\frac{2}{3}$	$\frac{3}{4}$	$\frac{9}{10}$	$\frac{99}{100}$	1

[1]) Здесь под словом сила следует понимать ускорение.

11. Скорость, необходимая телу для удаления от планеты.

Скорость V_1, необходимая для поднятия ракеты на высоту h и получения после этого скорости V, равна:

$$V_1 = \sqrt{V^2 + \frac{2g r_1 h}{r_1 + h}} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (37)$$

Если $V = 0$, т. е. тело движется до остановки его силою тяжести, то:

$$V_1 = \sqrt{\frac{2g r_1 h}{r_1 + h}} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (38)$$

Если $h = \infty$, то

$$V_1 = \sqrt{2g r_1} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (39)$$

Например, для земли $V_1 = 11\,170$ *м/сек.*

„ „ луны $V_1 = 2373$ „ „

„ „ планетоида

„ „ Агаты ($D = 6^1/_3$ *км*) $V_1 = 5{,}7$ *м/сек.*

Для планет, равноплотных с землей

$$V_1 = r_1 \sqrt{\frac{2g_1}{r_2}}, \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (40)$$

где g_1 и r_2 относятся к земному шару.

Для Весты ($D = 400$ *км*) $V_1 = 324$ *м/сек.*

Вечное кружение вокруг планеты требует работы вдвое меньшей и скорости в $\sqrt{2} = 1{,}41$ раз меньшей, чем для удаления от планеты.

12. Время полета.

Время t падения неподвижного сначала тела на планету или солнце, масса которых сосредоточена в одной точке, равно:

$$t = \frac{r_2}{r_1}\sqrt{\frac{r}{2g}}\left\{\sqrt{\frac{r^2}{r_1} - 1} + \arcsin\sqrt{\frac{r}{r_2}}\right\} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (41)$$

r_2 — расстояние, с которого тело начинает падение,

r — величина этого падения,

r_1 — радиус планеты до ее центра,

g — ускорение силы тяжести у ее поверхности.

Та же формула выражает и время поднятия с $r_2 - r$ до r_2, когда тело теряет свою скорость.

Если $r = r_2$, то

$$t = \frac{\pi}{2} \cdot \frac{r_2}{r_1}\sqrt{\frac{r_2}{2g}} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (42)$$

Хотя здесь t выражает время падения до центра массы планеты, но при обыкновенных условиях по этой же формуле можно приблизительно определить и время падения до поверхности планеты или поднятия с нее до остановки.

С другой стороны, время полного кругового обращения какого-нибудь тела вокруг планеты равно:

$$t_1 = 2\pi\frac{r_2}{r_1}\sqrt{\frac{r_2}{g}} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (43)$$

r_1 — радиус планеты с ускорением g,
r_2 — расстояние тела от ее центра.

Сравнивая (42) и (43), найдем:

$$t_1 : t = 4\sqrt{2} = 5{,}657 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (44)$$

т. е. отношение времени обращения какого-нибудь спутника ко времени его центрального падения на планету, сосредоточенную в одной точке, равно 5,66.

Например, луна упала бы на землю в 4,8 суток.
„ земля „ „ „ „ солнце „ $4^1/_4$ „

Наоборот, ракета, брошенная с земли и остановившаяся на расстоянии луны, летела бы 4,8 суток.

13. Сопротивление атмосферы.

Определим работу, которую произведет ракета, рассекая атмосферу при прямолинейном равномерно-ускоренном движении. При этом необходимо принять в расчет переменную плотность воздуха на разных высотах.

Циолковский выражает эту плотность d формулой [1])

$$d = d_1 \left(1 - \frac{d_1 \cdot h}{2\,(A+1)\,f}\right)^{2A+1}, \quad \ldots\ldots\ldots \quad (45)$$

где

$$A = \frac{d_1 \cdot M \cdot T^1 \cdot C}{f}$$

здесь: d_1 — плотность воздуха у уровня моря $d_1 = 1{,}0013$,
h — высота положения ракеты,
f — давление воздуха у уровня моря ($f = 103{,}33$ *кг* на кв. *дм*),
M — механический эквивалент тепла ($M = 4\,240$ *кг/дм*),
C — теплоемкость воздуха при постоянном объеме 0,169,
T^1 — температура абсолютного нуля — 273° С.

Подставляя эти значения, получим $A = 2{,}441$ и

$$d = d_1 \left(1 - \frac{h}{h_1}\right)^a \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (46)$$

здесь

$$a = 2A + 1 = 5{,}884 \text{ и } h_1 = \frac{2\,(A+1) \cdot f}{d_1} = 54{,}54 \text{ км},$$

т. е. предельную теоретическую высоту атмосферы, получаемую из (45) при $d = 0$. (При этой высоте в действительности $\frac{d}{d_1} = 0{,}001$, даже если считать температуру постоянной и одинаковой с земной).

Диференциал работы сопротивления воздуха равен

$$dT = F \cdot dh, \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (47)$$

где F выражает силу сопротивления воздуха:

$$F = \frac{K \cdot S \cdot d \cdot V^2}{2g \cdot u}, \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (48)$$

---

[1]) Вывод см. журнал „Воздухоплаватель“, 1905 год, № 3, стр. 66.

где K — коэффициент сопротивления воздуха, по Ланглею, 1,4,

S — площадь миделевого сечения ракеты,

d — плотность воздуха в месте нахождения ракеты,

V — скорость ракеты,

g — ускорение силы земной тяжести (9,8),

u — коэффициент формы ракеты (принимается постоянным).

Так как сопротивление воздуха по сравнению с давлением на ракету взрывчатых веществ не велико (около 1%) то можно принять:

$$V=\sqrt{2(p-g)\cdot h}, \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (49)$$

где $p-g$ — есть истинное ускорение снаряда в секунду.

Это предположение, давая большие значения скорости, увеличит величину работы сопротивления воздуха и, следовательно, уравняет погрешность, допущенную выше, когда мы приняли сокращенную высоту атмосферы 54,54 *км*.

Из (46), (47), (48) и (49) имеем:

$$dT=b\left(1-\frac{h}{h_1}\right)^a h\cdot dh, \quad \ldots\ldots\ldots \quad (50)$$

где

$$b=\frac{K\cdot d_1\cdot S(p-g)}{u\cdot g} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (51)$$

Интегрируя по частям и определяя постоянное, получим

$$T=b\left\{\frac{h_1^2}{(a+1)(a+2)}\left[1-\left(1-\frac{h}{h_1}\right)^{a+2}\right]-\frac{h\cdot h_1}{a+1}\left(1-\frac{h}{h_1}\right)^{a+1}\right\} \quad (52)$$

Полагая $h=h_1$, получим полную работу T_1 сопротивления атмосферы:

$$T_1=\frac{b\cdot h_1^2}{(a+1)(a+2)} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (53)$$

Положим:

$K=1{,}4$; $d=0{,}0013$; $S=2$ *м*^{2}; $\frac{P}{g}=10$; $g=9{,}8$ *м/сек*^{2}; $u=100$.

Тогда

$$b=0{,}0003276;\ a=5{,}88;\ h_1=54{,}54\ м;\ T_1=17\,975\ т/м.$$

Работа 1 $т$ взрывчатых веществ при получении из водорода и кислорода одной $т$ воды, равна 1 600 000 $т/м$.

Если ракета со всеми приспособлениями и пассажирами весит 1 $т$, а взрывчатый запас равен ушестеренному количеству, т. е. 6 $т$, то ракета захватит с собою потенциальную энергию в 9 600 000 $т/м$. В механическую работу движения ракеты превращается более половины этой энергии, т. е. несколько более 4 800 000 $т/м$. Следовательно работа сопротивления атмосферы составляет лишь около $\frac{1}{300}$ работы тяготения. То же можем получить, сравнив прямо работу сопротивления атмосферы (17 975) с полной работой тяготения (6 336 000). Найдем около $\frac{1}{353}$.

В таблице IX показаны, по принятым условиям, время в секундах от начала вертикального полета, соответствующая секундная скорость

ракеты в метрах, высота поднятия в метрах и плотность окружающего воздуха, при чем предположено, что плотность у уровня моря равна единице и температура понижается равномерно с высотою на 5^0 C[2]).

Таблица IX[1]).

Время подъема ракеты t сек.	Скорость подъема ракеты V м/сек.	Высота подъема h м	Относительная плотность воздуха d
0	0	0	1
1	90	45	—
2	180	180	—
3	270	405	—
5	450	1125	1 : 1,13
7	630	2205	—
10	900	4500	1 : 1,653
15	1350	10125	—
20	1800	18000	1 : 10,63
30	2700	40500	1 : 2828
40	3600	72000	близко к нулю
50	4500	112500	
70	6300	220500	0
100	9000	450000	0
113	9900	574000	0

Работа сопротивления атмосферы почти в 35 раз меньше потери работы от силы тяжести при вертикальном поднятии. Поэтому выгодно наклонять путь движения ракеты с тем, чтобы, увеличив в несколько раз величину сравнительно малую, т. е. сопротивление воздуха, уменьшить в то же время величину сравнительно большую, т. е. потерю энергии от влияния тяжести. Работу сопротивления атмосферы можно принять, приблизительно, пропорциональной $\operatorname{cosec}^2 (90^0 - \alpha)$; $(90^0 - \alpha)$ есть угол наклонения движения ракеты к горизонту. Это предположение довольно верно до некоторого угла.

Таблица IX = bis.

Время подъема t . . . . . сек.	1	2	10	50	100
Скорость подъема V . . . . м-сек.	20	40	200	1000	2000
Высота подъема h . . . . . м.	10	40	1000	25000	100000

[1]) В сочинении „Вне земли“ (стр. 4) Циолковский дает таблицу, аналогичную IX и вычисленную для $\frac{p}{g} = 3$, именно (табл. IX = bis).

[2]) На 1000 м. См. журнал „Воздухоплаватель“ 1905 г. № 3, стр. 65.

Таблица X.

Угол наклона траектории к горизонту $90^0 - \alpha$	Sin $(90^0 - \alpha)$	cosec $(90^0 - \alpha)$	Потери энергии			
			От тяжести (см. табл. VI	$\text{cosec}^2 (90^0 - \alpha)$	От атмосферы $U = 100$	От тяжести и атмосферы
0	0	∞	0,010	∞	∞	—
2	0,0349	28,7	0,014	824	2,47	2,48
5	0,0872	11,5	0,020	132	0,395	0,415
10	0,174	5,75	0,027	33,1	0,099	0,126
15	0,259	3,86	0,035	14,9	0,0477	0,0827
20	0,342	2,92	0,045	8,53	0,0255	0,0705
30	0,500	2,00	0,057	4,00	0,0120	0,069
40	0,643	1,56	0,070	2,43	0,0073	0,0773
45	0,707	1,41	0,075	1,99	0,0059	0,0809
90	1,000	1,00	0,100	1,00	0,0030	0,1030

В таблице X приведены: 1) углы наклона полета к горизонту, потери работы от тяжести и от сопротивления атмосферы ($U = 100$), и суммы этих потерь.

При $U = 100$ min потерь будет при $90^0 - \alpha = 10 - 15^0$.

Потери составляют 0,07 всей энергии взрывчатых веществ в среде без тяжести или около 7%.

В среде без тяжести, при ушестеренном количестве взрывчатых веществ, сравнительно с весом всего остального, утилизируется 0,63 всей их скрытой энергии. Отбросив на упомянутые потери 7% этого числа, найдем, что при наклонном движении можно использовать 59% всей химической энергии взрывчатого вещества.

Работу сопротивления воздуха можно уменьшить в несколько раз, если начать полет с вершины высочайших гор, или, подняв ракету с помощью воздушного корабля на значительную высоту, начать полет оттуда.

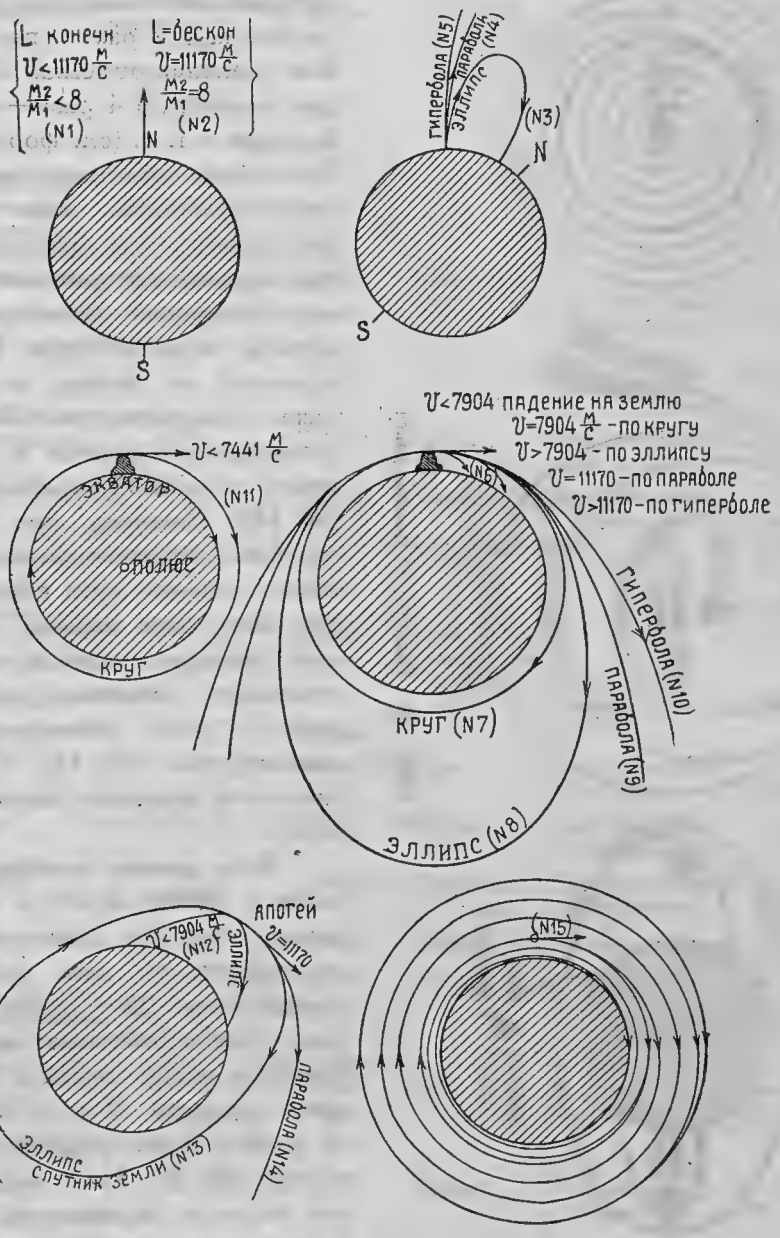
Так, полет с высоты 5 *км* уменьшает работу сопротивления вдвое, а с 10 *км* — вчетверо.

14. Траектории полета ракеты.

(Вестник Воздухоплавания. 1912 г., №№ 2 и 3).

В зависимости от направления и места взлета, от величины и направления начальной скорости и от запаса горючего (отношение массы взрывчатых веществ к остальной массе ракеты $\frac{M_2}{M_1}$), траектория полета ракеты будет изменять свой, вид и будут меняться результаты полета. На чертежах 34 — 35 и в таблице XI приведены различные случаи

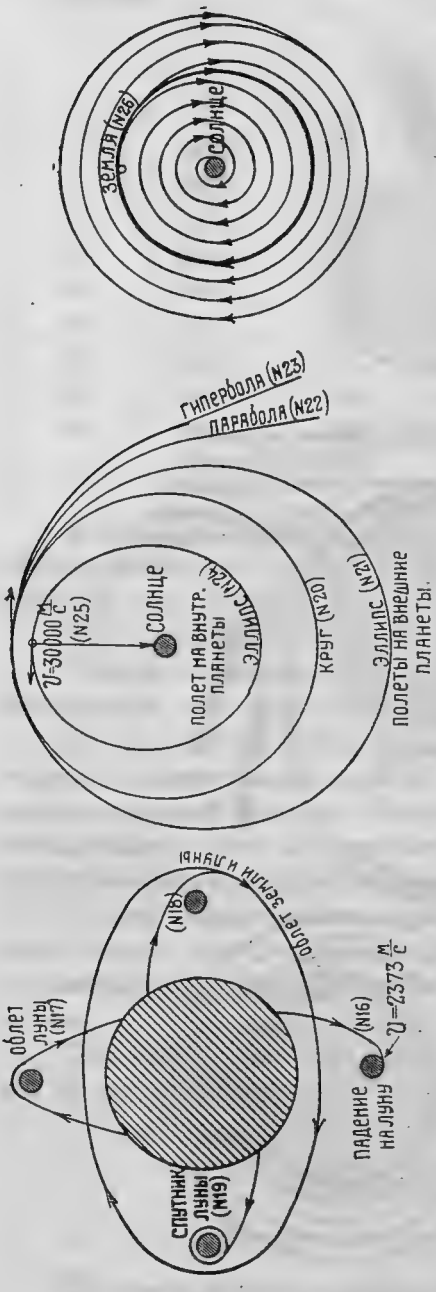
полета, при чем как чертежи, так и таблицы составлены нами на основании указаний Циолковского, приведенных в вышеупомянутом журнале. №№ траекторий соответствуют строкам таблицы (в статье Циолковского чертежей и таблицы нет).



Черт. 34. Траектории полета ракет.

При расчете траекторий сопротивление атмосферы во внимание не принималось. Если учитывать его, то ракете необходимо придавать скорости больше показанных в таблице XI и на чертежах, в противном случае ракета будет или падать на землю или двигаться по иной кривой.

Заметим, что в таблице показаны в отношениях $\frac{M_2}{M_1}$ массы взрывчатых веществ M_2, лишь необходимых для взлета ракеты.



Черт. 35. Траектории полета ракет.

Для безопасного же обратного падения эта масса должна быть увеличена в 2 раза — при небольшом удалении от земли, в 3 раза — при большом, в 4 раза — при еще большем и т. д. (см. формулу 24). При полете, находясь в некоторой точке траектории, надо производить один или ряд последовательных взрывов, которые могут изменить начальную траекторию, например, эллиптическую (№ 3) с падением на землю, в другую, тоже эллиптическую (№ 13) с превращением ракеты в спутника земли, или даже в параболическую (№ 14). Наконец, при помощи подобных дополнительных взрывов можно сделать путь спиральным, при чем, если взрывы увеличивают бывшую скорость, то ракета описывает развивающуюся спираль, а если уменьшают — то свивающуюся (№ 15). Сила же тяготения изменяет скорости обратно.

Если ракете сообщить скорость в 30000 *м/сек.* и в направлении обратном движению земли по орбите, то она упадет на солнце (черт. 35 — случай № 25). Если ракета описывает круговую траектор вокруг земли и ей сообщить скорость $V=11170$ *м/сек*, то ракета будет вращаться вокруг солнца (№ 20). Если увеличивать эту скорость взрыванием, то она будет описывать развивающуюся спираль и может достичь внешних планет; при уменьшении же этой скорости спираль будет свивающейся и тогда можно достичь внутренних планет, но сила тяготения будет изменять скорости в обратном порядке.

Таблица XI.

I. Полет относительно земли

№ №	Направление взлета	Отношение массы взрывчат. веществ к собств. массе ракеты $M_2 : M_1$	Скорость V м/с	Траектория полета	Результат полета	№№ чертежей
1	Вертикальное с полюса (притяжением небесных тел пренебрегаем)	<8	<11170	Прямая линия . . .	Обратное падение на землю	34 (№ 1)
2	То же	8	11170	То же . . .	Бесконечное удаление . .	34 (№ 2)
3	Вертикальное не с полюса .	<8	<11170	Эллипс . .	Обратное падение	34 (№ 3)
4	То же	8	11170	Парабола .	Удаление в бесконечность .	34 (№ 4)
5	То же	>8	>11170	Гипербола .	То же	34 (№ 5)
6	Горизонтальное	$<3-4$	<7904	Эллипс, парабола или гипербола	Падение на землю . . .	34 (№ 6)
7	То же	$3-3$	$7904 = 11170/\sqrt{2}$	Круг . . .	Спутник земли по кругу . .	34 (№ 7)
8	То же	$>3-4$	>7904	Эллипс . .	Спутник земли по эллипсу .	34 (№ 8)
9	То же	8	11170	Парабола .	Удаление в бесконечность .	34 (№ 9)
10	То же	>8	>11170	Гипербола .	То же	34 (№ 10)
11	То же с экватора по направлению вращения земли	$<3-4$	$7904-463 = 7441$	Круг . . .	Спутник земли по кругу . .	34 (№ 11)
12	Наклонное под $10—15^0$ к горизонту . .	$<3-4$	<7904	Эллипс . .	Падение на землю . . .	34 (№ 12)
13	То же с дополнительным взрывом в апогее	$>3-4$	>7904	Эллипс . .	Спутник земли по эллипсу .	34 (№ 13)
14	То же	8	11170	Парабола .	Удаление в бесконечность .	34 (№ 14)

I. Полет относительно земли

№ №	Направление взлета	Отношение массы взрывчат. веществ к собств. массе ракеты $M_2 : M_1$	Скорость V м/с	Траектория полета	Результаты полета	№№ чертежей
15	Наклонное с дополнительными взрывами (постоянными) . . .	<8	<11170	Спираль .	К земле или от земли . .	34 (№ 15)
16	Наклонный полет на луну .	<8	<11170	Эллипс . .	Падение на луну $V=2373$ м/с	35 (№ 16)
17	То же при промахе попадания на луну .	8	11170	Эллипс . .	Облет луны и возвращение на землю . .	35 (№ 17)
18	То же	<8	<11170	Сложная кривая . .	Движение вокруг земли и луны	35 (№ 18)
19	То же с дополнительным взрывом . .	<8	<11170	Эллипс и круг . . .	Спутник луны	35 (№ 19)

II. Полет относительно солнца

20	Движение земной орбите .	$7-8$	11170	Круг . . .	Спутник солнца	35 (№ 20)
21	То же	$>7-8$	>11170	Эллипс . .	Спутник солнца. Полет на внешние планеты .	35 (№ 21)
22	То же	20	16300	Парабола .	Удаление к новой солнечн. системе . . .	35 (№ 22)
23	То же	20	76300	Гипербола .	То же	35 (№ 23)
24	То же	$<7-8$	<11170	Эллипс . .	Спутник солнца. Полет на внутрен. планеты	35 (№ 24) Энергия падения на Меркурия = $=1/5$ таковой же на землю, а на Венеру = $=0{,}82$.
25	То же	200	>30000	Эллипс . .	Падение на солнце . . .	35 (№ 25)
26	То же при дополнительном непрерывном взрывании .	$7-8$	$\geqslant 11170$	Спираль . .	Приближение или удаление от солнца . .	35 (№ 26)

15. Теоремы К. Циолковского.

В 1914 году К. Циолковский выпустил в свет новую небольшую брошюру „Исследование мировых пространств реактивными приборами". (Дополнение к I и II части труда того же названия). Калуга. В ней он как бы подводит итоги своим работам, резюмируя их в виде следующих теорем:

Теорема 1. Пусть сила тяжести не уменьшается с удалением тела от планеты. Пусть это тело поднялось на высоту, равную радиусу планеты; тогда оно совершит работу, равную той, которая необходима для полного одоления силы тяжести планеты (см. выше стр. 71 и формулу 36).

Теорема 2. В среде без тяжести окончательная скорость ракеты при постоянном направлении взрывания не зависит от силы и порядка взрывания, а только от количества взрывчатого материала (по отношению к массе ракеты), и также от качества и устройства взрывной трубы (см. стр. 58 и формулу 6).

Теорема 3. Если количество взрывчатого материала равно массе ракеты, то почти половина работы взрывчатого вещества передается ракете $\left(\text{см. табл. II при } \frac{M_2}{M_1} = 1\right)$.

Теорема 4. Когда масса ракеты плюс масса взрывчатых веществ, имеющихся в реактивном приборе, возрастает в геометрической прогрессии, то скорость ракеты увеличивается в прогрессии арифметической (см. стр. 58 и формулу 6).

Например, когда массы увеличиваются в отношении 2, 4, 8, 16, 32, 64,.... то скорости массы увеличиваются в отношении 1, 2, 3, 4, 5,... или в числах:

Массы взрывчатого вещества	1, 3, 7, 15, 31, 63, 127, 256	для водорода и кислорода
Скорости *км/сек.*	$3^1/_2$, 7, $10^1/_2$, 15, $17^1/_2$, 21, $24^1/_2$, 28	
Скорости *км/сек.*	3, 6, 9, 12, 15, 18, 21	при бензоле или бензине

Теорема 5. В среде тяжести, например, на земле, при вертикальном поднятии ракеты, часть работы взрывчатых веществ пропадает и тем бо́льшая часть, чем ближе давление вырывающихся газов на ракету к весу последней (см. стр. 60 — 62).

ГЛАВА ПЯТАЯ.

Работа К. Циолковского 1926 года.

1. Введение.

В 1926 году К. Циолковский издал в Калуге свою новую работу по межпланетным сообщениям под заглавием: „Исследование мировых пространств реактивными приборами". (Переиздание работ 1903 и 1911 гг. с некоторыми изменениями и дополнениями).

Хотя автор и говорит, что в этой работе сделаны лишь некоторые изменения и дополнения, однако, по существу эта книга затрагивает ряд новых вопросов, не разбиравшихся в его ранее напечатанных сочинениях, вопросов, о которых писали до 1926 г. Оберт, Гоманн, Макс Вальер, итальянские артиллеристы и др., при чем К. Циолковский, со свойственной ему оригинальностью, дает этим вопросам часто новое интересное трактование.

Ниже мы приводим конспективное изложение этой книги в отношении лишь новых вопросов, освещение которых еще не было сделано выше.

2. Мнение К. Циолковского о пушках.

К. Циолковский в своем сочинении „Исследование мировых пространств реактивными приборами" (Калуга, 1926 г.) несколько изменил свой взгляд на применение пушек к посылке снарядов в межпланетное пространство, и говорит так: Пушки со временем могут иметь большое применение для массового отправления снарядов: для космических переселений в большом масштабе и как дополнение к ракетному способу. Для первых важных достижений, т.-е. для поселений поблизости земли, но вне атмосферы, необходимо соединение пушечного метода с ракетным; ядро приобретает скорость меньшую 8 *км*, но потом добавляет ее взрыванием, как ракета. Электро-магнитные пушки имеют большое преимущество, так как легче осуществимы, более экономны и имеют обильный приток энергии на всем протяжении. Далее К. Циолковский вычисляет таблицу данных полета пушечного ядра, предполагая давление на ядро внутри дула постоянным и полученным расширением водорода, при чем последний подогревается, например, при помощи проводов, протянутых во взрывной камере. Плотность газа во всем дуле он также принимает постоянной.

Получаются следующие пять основных уравнений:

$$P = p \cdot n \cdot F; \quad \ldots \quad (54)$$

$$w : g_3 = P \cdot M; \quad \ldots \quad (55)$$

$$V = \sqrt{2 \cdot W \cdot S} \quad \ldots \quad (56)$$

$$T_k = \sqrt{2 \cdot S : W} \quad \ldots \quad (57)$$

$$K = \frac{W}{g} \quad \ldots \quad (58)$$

Из этих формул выведены следующие четыре:

$$W = K \cdot g_3 \quad \ldots \quad (59)$$

$$P = (W \cdot M) : g_3 \quad \ldots \quad (60)$$

$$n = P : (F \cdot p) \quad \ldots \quad (61)$$

$$S = V^2 : (2w) \quad \ldots \quad (62)$$

При помощи этих формул составлена таблица, из которой видно, что при $n = 10^4$ и $S = 720$ *км* можно получить $V = 380$ *км*.

При $n = 100$, $K = 100$, $S = 144{,}5$ получим $V = 17$ *км/с*.

При $V = 4$ *км/с* имеем $n = 10$, $K = 10$ и $S = 80$ *км*. и т. д.

Здесь:

P — давление на ядро,

p — давление атмосферы = 10,

n — число атмосфер давления,

F — площадь сечения пушечного канала,

W — ускорение ядра,

g_3 — ускорение земного тяготения = 10,

M — масса ядра = 10,

V — наибольшая секундная скорость,

S — длина пушки в *км*,

T_k — время пребывания ядра в канале,

K — относительная тяжесть в ядре,

D — диаметр сечения ядра в канале.

Все меры, кроме S, выражены в тоннах, метрах и секундах.

Таблица XII. — К полету пушечного ядра.

K . .	10	100	10	100	100	100	100	10	1000	1000	1000	1000	10000	40
W . .	10^2	10^3	10^2	10^3	10^3	10^3	10^3	10^2	10^4	10^4	10^4	10^4	10^5	400
P . .	10^2	10^3	10^2	10^3	10^3	10^3	10^3	10^2	10^4	10^4	10^4	10^4	10^5	400
n . .	10	100	10	100	100	100	100	10	10^3	10^3	10^3	10^3	10^4	10
S . .	720	72	720	72	32	14,5	8	80	7,2	72	72	720	720	80
T_k .	120	38	120	38	8	17	4	40	1,44	3,8	3,8	12	38	20
F . .	1	1	10	10	1	1	1	1	1	1	10	10	10	4
V . .	12	12	12	12	8	17	4	4	12	38	38	120	380	8
D . .	1,13	1,13	3,57	3,57	1,13	1,13	1,13	1,13	1,13	1,13	3,57	3,57	3,57	2,26

Длина пушки по Циолковскому.

Предположим, что секундное ускорение движения снаряда внутри дула 1000 *м* ($g \cdot 100 = 10 \cdot 100$). Если надо избавиться от тяготения земли, то приходится в канале приобрести скорость 12 *км/с*. Это может совершиться в течение 12 секунд. Средняя скорость ядра будет 6 *км/с*. В 12 секунд оно пройдет 72 *км*, что и составит наименьшую длину пушки. По всей же вероятности она будет раз в 10 больше, так как человек и в жидкости не выдержит более 10 g.

3. Общая теория реактивного полета.

Рассмотрим два случая реактивного полета: 1) когда выбрасываемое из ракеты вещество не имеет собственной энергии, а извергается при помощи другого невесомого источника энергии, и 2) когда выбрасываемое вещество извергается благодаря своей собственной энергии. Предположим, что явление происходит в среде без тяготения и сопротивления воздуха.

1 случай. Пусть масса ракеты — M_1, ее скорость — V.

„ „ отбрасываемого вещества M_2, его скорость — V_1.

Тогда, на основании закона количеств движения, имеем

$$M_1 \cdot V + M_2 \cdot V_1 = 0 \quad \ldots\ldots\ldots \quad (63)$$

Работа, полученная ракетой, равна

$$T = \frac{M_1 \cdot V^2}{2} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (64)$$

Работа отброшенного вещества:

$$T_2 = \frac{M_2 \cdot V_1^2}{2} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (65)$$

Полезность ракеты будет:

$$K_p = \frac{T}{T + T_2} = 1 : \left(1 + \frac{M_2 \cdot V_1^2}{M_1 \cdot V^2}\right) \quad \ldots\ldots\ldots \quad (66)$$

или, так как $\frac{M_2}{M_1} = -\frac{V}{V_1}$

$$K_p = 1 : \left(1 + \frac{M_1}{M_2}\right) \quad \ldots\ldots\ldots \quad (67)$$

Последняя формула показывает, что, чем меньше масса ракеты по отношению к массе отброса, тем полезность ракеты выше. На основании этой формулы составлена таблица XIII.

Таблица XIII.

Масса ракеты M_1	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1	0
Масса отброса M_2	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Полезность ракеты K_p . .	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
То же в %	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100

Так как всегда ракета имеет какую-нибудь массу, то полезность ее не может равняться 100%.

Однако, если ракета имеет уже некоторую скорость, то при отбрасывании отброса с той же скоростью назад, получим полное использование его энергии (100%). Действительно, обозначая скорость, которую ракета уже имела, через V_1 получим:

$$T = \frac{M_1(V+V^1)^2}{2}\ ;\ T_2 = \frac{M_2(V_1+V^1)^2}{2} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (68)$$

и, подставляя $\frac{M_2}{M_1} = \frac{V}{V_1}$,

$$K_p = 1 : \left\{1 + \frac{V(V_1+V^1)^2}{V_1(V+V^1)^2}\right\} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (69)$$

что при $V^1 = -V_1$, дает $K_p = 1$ или 100%.

Поэтому выгодно, чтобы частицы отброса отталкивались прямо в противоположную сторону от движения ракеты со скоростью самой ракеты.

Рассмотренный первый случай мог бы иметь место, когда:

a) энергия получается с земли в виде лучей,

b) „ „ с солнца в форме = α и β = частиц,

c) „ „ из запаса радия, взятого в ракету.

В последнем случае масса радия, в виду громадной скорости его частиц, может быть весьма малой, и массу ракеты можно считать постоянной.

Для этого случая, как и для энергии, притекающей извне, имеем уравнение количества движения:

$$M_1 \cdot d\,V = V_1 \cdot dM_2 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (70)$$

При интегрировании получим:

$$V = \frac{V_1}{M_1} M_2 + C, \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (71)$$

где C — начальная скорость ракеты.

Если она равна 0, то

$$V = \frac{M_2}{M_1} \cdot V_1 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (72)$$

Если скорость частиц отброса $V_1 = 3 \cdot 10^8$ *м*, то и $M_2 = M_1$, то и $V = 3 \cdot 10^8$, т.-е. скорость полета ракеты будет в 18.000 раз больше той, которая нужна, чтобы одолеть протяжение солнца.

Если $V_1 = 30 \cdot 10^6$ и $V = 17 \cdot 10^3$, т.-е. скорость ракеты лишь немного превышает необходимую для удаления от солнца, то $\frac{M_2}{M_1} = 0{,}00057$, т.-е. в случае радиоактивного вещества, масса последнего потребуется равная около 1/2000 массы ракеты.

Полезность ракеты будет: $K_p = 1 : \left(1 + \frac{M_1}{M_2}\right)$

или

$$\frac{M_2}{M_1 + M_2} = \sim \frac{M_2}{M_1} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (73)$$

Для нашего случая $K_\rho = 0{,}00057$, т.-е. использование энергии весьма мало, но зато и запас взрывчатого вещества ничтожен.

2-й случай. Случай, когда извергаемое вещество вылетает благодаря запасу энергии в нем самом, как это и можно ожидать на практике применения взрывчатых веществ, будет более применим. В этом случае запаса энергии на единицу массы отброса будет больше и получится большая скорость отброса, чем если бы мы стали выбрасывать инертное вещество (напр. песок), при помощи какого-либо взрывателя.

4. Энергия взрывчатых веществ и ее использование.

Для того, чтобы энергия взрывчатого вещества была наилучше использована для отдачи в ракете, необходимо, чтобы возможно большая часть химической энергии частиц превратилась в поступательное движение газо-или парообразных продуктов горения. При этом желательно, чтобы продукты горения, отработав во взрывной трубе при своем расширении, имели вне трубы возможно низкую температуру, которая по возможности вся должна быть использована для отдачи ракеты. Абсолютная температура взрывающихся газов должна была бы достигать 10 000°, однако, на практике она едва ли превосходит 3 000°. В нижеследующей таблице показаны разные степени использования теплоты во взрывной трубе ракеты и даны числа, выражающие не степень тепла, а степень потенциальной энергии, при чем, начиная с 2 000, они будут выражать уже и температуру.

Таблица XIV.

Расширение газов	1	6	36	216	1300	7800	46800
Температура абсолютная или энергия .	10000	5000	2500	1250	625	312	156
Температура по Цельсию	9727	4727	2227	977	352	39	—147
Использование тепла в процентах . .	0	50	75	87	95	97	98,4
Потеря в процентах	100	50	25	13	5	3	1,6
Примерная плотность газов по отношению к воздуху	1000	167	28	4,6	0,77	0,13	0,02

Каждый последующий столбец таблицы соответствует шестикратному расширению газа по предыдущему столбцу, при этом абсолютная температура понижается вдвое. При полете в атмосфере взрывание необходимо производить при высоком давлении и не менее атмосферного. При полете же в пустоте упругость газов — продуктов взрыва — может быть весьма мала. Поэтому желательно регулировать это давление в зависимости от условий полета.

Примерный расчет сечения взрывной трубы.

Предположим, что ракета взлетает с высокой горы, где атмосферное давление равно 0,3 *кг* на *см.*^{2}. Такое давление минимум должны иметь газы, вылетающие из взрывной трубы. У основания же ее они должны иметь давление значительно большее, например, не менее как

в 36 раз (использование 75%, т.-е. в 10 атмосфер, а в нижних слоях атмосферы $10 \cdot 3 = 30$ атм.). Принимаем его в 100 атм. Если ракета весит 1 тонну, а с горючим 5 тонн, и если давление газов превышает вес в 2 раза, то оно у основания трубы будет равно 10 тоннам, что дает площадь сечения $\frac{10.000}{100} = 100$ *см*², и диаметр $= 11{,}3$ *см*.

Энергия взрывчатых веществ.

В таблице приведены данные о работе 1 килограмма различных взрывчатых веществ в двух предположениях: а) когда в вес этого килограмма входит и необходимый для горения кислород и б) когда кислород этот заимствуется из окружающего воздуха при полете в атмосфере.

Таблица XV. — Энергии взрывчатых веществ на 1 *кг* продуктов.

Род вещества	Большие калории	Килограммометры	Скорость в метрах в сек.	Отношение работ
А. Без притока кислорода извне				
H_2 и O_2; получаются пары воды	3200	$1{,}37 \cdot 10^6$	5180	1,455
То же, но получается вода	3736	$1{,}6 \cdot 10^6$	5600	1,702
То же, но получается лед	3816	$1{,}63 \cdot 10^6$	5650	1,730
C и O_2; получается CO_2	2200	$0{,}94 \cdot 10^6$	4290	1,006
Бензин H_6C_6 и O_2; получается H_2O и CO_2	2370	$1{,}01 \cdot 10^6$	4450	1,077
Б. С притоком кислорода извне				
H_2; получается H_2O	28780	$12{,}3 \cdot 10^6$	15520	13,08
C; получается CO_2	8080	$3{,}46 \cdot 10^6$	8240	3,673
Углеводород	10000	$4{,}28 \cdot 10^6$	9160	4,545
Бензин; получается CO_2 и H_2O	13000	$5{,}56 \cdot 10^6$	10440	5,909
Радий	$1{,}43 \cdot 10^9$	$0{,}611 \cdot 10^{12}$	$3{,}44 \cdot 10^6$	$0{,}65 \cdot 10^6$

5. Дополнение к теории движения ракеты в пустоте и в среде, свободной от тяготения.

На стр. 57 было выведено уравнение движения ракеты (1)

$$dV(M_1 + M) = -V_1 dM \quad \ldots\ldots\ldots \quad (74)$$

из этого уравнения имеем:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{-V_1}{M_1 + M} \cdot \frac{dM}{dt} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (75)$$

Первая часть выражает секундное ускорение ракеты или увеличение ее тяжести. Оно пропорционально расходу горючего в единицу

времени. Кроме того, ускорение ракеты увеличивается с уменьшением остающегося количества горючего M.

Для получения постоянного ускорения ракеты, соответствующего постоянной относительной тяжести T_0, внутри нее, необходимо выполнить условие:

$$\frac{V_1}{M_1+M}\cdot\frac{dM}{dt}=T_0, \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (76)$$

откуда

$$\frac{V_1\cdot dM}{M_1+M}=T_0\cdot dt \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (77)$$

Интегрируя, получаем:

$$V_1\cdot \ln\cdot(M_1+M)=T_0\cdot t+C \ldots\ldots \text{При } t_0 \text{ и } C=0 \quad \ldots \quad (78)$$

Если израсходовано все горючее, то $M=0$, и

$$t=\frac{V_1}{T_0}\ln\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right) \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (79)$$

т.-е. время взрывания обратно пропорционально относительной тяжести и увеличивается с массою M отброса.

Из уравнения (76) имеем:

$$\frac{dM}{dt}=\frac{M_1+M}{V_1}\ T_0\ ^{1}) \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (80)$$

Из этого уравнения следует, что расход горючего будет наименьшим в конце полета, когда M мало, и наибольшим в начале полета, когда M велико. В первом случае

$$\frac{dM}{dt}=\frac{M_1}{V_1}\cdot T_0 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (81)$$

и во втором

$$\frac{dM}{dt}+\frac{M_1+M}{V_1}\cdot T_0 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (82)$$

отношение этих величин равно

$$\frac{M_1+M}{M_1}=1+\frac{M}{M_1} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (83)$$

Чем больше отношение $\frac{M}{M_1}$, тем сильнее изменяется расход горючего и, обратно, он почти постоянен при малом этом отношении. На практике силу взрывания изменять неудобно; проще переносить непостоянную относительную тяжесть, погружая людей и другие нежные предметы и жидкость.

Если расход горючего постоянен, то время взрывания всего запаса будет:

$$t=M_{1\,2}:\frac{dM}{dt} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (84)$$

где $M_{1\,2}$ — полная масса горючего.

---

[1] Здесь К. Ц. делает описку, именно считает $\frac{dM}{dt}=\frac{M_1+M}{V_1+T_0}$ (фор. 39_1, стр. 39 его соч.), которая, впрочем, не влияет на его последующие расчеты.

Здесь производная $\frac{dM}{dt}$ есть постоянный секундный расход горючего.

Если же расход горючего непостоянен, но относительная тяжесть постоянна, то время взрывания будет равно

$$t = \frac{V}{\text{ускорен. ракеты}} = V : \frac{dV}{dt} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (85)$$

здесь $\frac{dV}{dt}$ является постоянным.

Далее приведена таблица, составляющая развитие табл. II, стр. 60, и определенная на основании формул (6) и (7).

Таблица XVI.

Отношение массы горючего к массе ракеты $\frac{M_2}{M_1}$	Скорость V м/с, если V_1 горючего = 5000 м (фор. 6)	Скорость V м/с, если скорость $V_1 = 4000$ м (фор. 6)	Утилизация K_p в % (фор. 7)	Высота полета в км при постоянной земной тяжести
0,1	472,5	378	8,87	11,4
0,2	910	728	16,55	42
0,3	1310	1048	22,9	92
0,4	1680	1344	28,2	138
0,5	2025	1620	32,8	204
0,6	2345	1876	36,7	280
0,7	2645	2116	40,0	357
0,8	2930	2344	42,9	440
0,9	3210	2568	45,8	520
1,0	3465	2772	48,0	607
1,5	4575	3660	55,8	650
2,0	5490	4392	60,3	1520
3	6900	5520	63,5	2430
4	8045	6436	64,7	3300
5	8960	7168	64,1	
6	9730	7784	63,0	
7	10385	8316	61,7	
8	10985	8788	60,5	
9	11515	9212	58,9	
10	11990	9592	57,6	
15	13865	11092	51,2	
20	15220	12176	46,3	
30	17170	13736	39,3	
50	22400	17920	31,0	
100	26281	21040	21,0	
193	30038	24032	14,4	
∞	∞	∞	0	

В действительности подъятие выше, т.-к. тяжесть ослабляется

Скорость 5000 *м/с* соответствует горению водорода и кислорода, а 4000 *м/с* — углерода и эндогенному соединению кислорода.

Вышеприведенное исследование применено в том случае, если силы тяжести нет (между солнцами или млечными путями), или где она мала (на малых астероидах), или в том случае, если ракета летит вне атмосферы и имеет скорость, препятствующую ей задевать планеты и их атмосферы. (В последнем случае явления будут относительные).

6. Наклонный полет ракеты.

(Дополнение к стр. 66).

Формулу (29) стр. 66 К. Циолковский пишет в виде:

$$R = \sqrt{p^2 + g^2 - 2pg \sin(\alpha + \beta - 90^0)} \quad \ldots \quad (86)$$

Работа ракеты равна:

$$T_1 = \frac{M_1 \cdot V_2^2}{2} + T_3 \quad \ldots \quad (87)$$

где $T_3 = g \cdot M_1 \cdot L \cdot \sin(\alpha - 90^0)$ (работа поднятия ракеты) . . . (88)

Если R и P постоянны, то путь L равен:

$$L = \frac{V_2^2}{2R} \quad \ldots \quad (89)$$

Далее из (87 — 89) имеем:

$$T_1 = {}^1/_2 \, M_1 \cdot V_2^2 \left\{1 + \sin(\alpha - 90^0)\frac{g}{p}\right\} \quad \ldots \quad (90)$$

Работа взрывчатых веществ:

$$T_2 = \frac{M_2 \cdot V_1}{2} \quad \ldots \quad (91)$$

Из (90) и (91) имеем полезность ракеты:

$$K_p = \frac{T_1}{T_2} = \frac{M_1}{M_2} \cdot \frac{V_2^2}{V_1^2}\left\{1 + \sin(\alpha - 90^0)\frac{T}{P}\right\} \quad \ldots \quad (92)$$

По черт. (33) имеем по данным тригонометрии:

$$\cos\alpha = -\sin(\alpha - 90^0) = \frac{g - P\sin(\alpha + \beta)}{\sqrt{P^2 \cdot \cos^3(\alpha + \beta - 90^0) + \{g - \sin(\alpha + \beta - 90^2)\}^2}} \quad (93)$$

Из (92) теперь можно исключить неизвестный $\sin(\alpha - 90^0)$.

Для исключения V_2 имеем уравнение:

$$t = \frac{V_1}{T_0}\ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right) \quad \ldots \quad (94)$$

Это есть полное время взрывания при постоянной относительной тяжести T_0,

но $T_0 = P$ и $V_2 = R \cdot t$.

Поэтому из (94):

$$V_2^2 = R^2 \cdot \frac{V_1^2}{P^2}\left\{\ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2 \quad \ldots \quad (95)$$

Теперь из (92), (93) и (95) найдем:

$$K_p = \frac{R^2 \cdot M_1}{P^2 \cdot M_2}\left\{\ln\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2 \cdot$$

$$\cdot \left\{1 \pm \frac{g\{g - P\sin(\alpha+\beta-90^0)\}}{\sqrt{P^2\cos^2(\alpha+\beta-90^0)+\{g-P\sin(\alpha+\beta-90^0)\}^2}} \cdot \right.$$

$$\left. \cdot \frac{}{\sqrt{p^2+g^2-2\,p\,g\sin(\alpha+\beta-90^0)}}\right\} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (96)$$

Если $g = O$ и $R = P$, то получаем формулу (7).

Если полет ракеты производится по вертикали, то $\alpha+\beta-90^0 = 90^0$ и $R = P - g$. Тогда полезность ракеты будет:

$$K_p = \frac{M_1}{M_2}\left\{\ln\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2\left(1-\frac{g}{p}\right) \quad \ldots\ldots\ldots \quad (97)$$

На основании формулы (18) К. Циолковский при разных отношениях $p : g$ дает значения $K_p = \frac{T_1}{T}$ и небольшие соответствующие скорости в $^0/_0$ в следующей таблице:

Таблица XVII.

p : g	1	2	3	4	5	10	∞
Полезность . . .	0	50	66,7	75	80	90	100
Скорость в $^0/_0$ . .	0	70,7	81,7	86,0	89,4	94,9	100

7. Полет ракеты в среде тяжести и в воздухе.

(Приблизительный подсчет).

Если скорость полета ракеты горизонтальна или наклонена к горизонту под углом не свыше 40^0, то влияние сопротивления воздуха можно уподобить снижающей силе, которая как бы заставляет падать ракету. Однако, это падение выразится скоростями от 20 — 30 *м/с* до 1 *м/с* и менее, что при громадных скоростях ракеты составляет ничтожную величину.

Из чертежа (36) имеем:

$$V_2 = R \cdot t \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (98)$$

$$R = p - g \cdot \sin\beta \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (99)$$

$$T_0 = P \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (100)$$

$$t = \frac{V_1}{T_0}\ln\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right) \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (79)$$

$$V_2 = \{p - g\sin\beta\} \cdot \frac{V_1}{T_0}\ln\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right) \quad \ldots\ldots \quad (101)$$

Здесь p — постоянно.

Определим полезность ракеты:

$$T = \frac{M_1 \cdot V_2^2}{2} + T_3 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (102)$$

$$T_3 = M_1 \cdot g \cdot h = M_1 \cdot g \cdot L\sin\beta \quad \ldots\ldots\ldots \quad (103)$$

Отсюда

$$T = \frac{M_1 \cdot V_2^2}{2}\left\{1 + \frac{g}{R}\sin\beta\right\} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (104)$$

Далее

$$T_2 = \frac{M_2}{2} \cdot V_1^2 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (105)$$

Следовательно, полезность ракеты будет:

$$K_p = \frac{T}{T_2} = \frac{M_1}{M_2} \cdot \frac{V_2^2}{V_1^2}\left\{1 + \frac{g}{R}\sin\beta\right\} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (106)$$

Из уравнения (99), (101) и (106) найдем:

$$K_p = \frac{M_1}{M_2}\left\{\ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2 \cdot \left\{1 - \frac{g}{R}\sin\beta\right\} \quad \ldots\ldots \quad (107)$$

Потеря, сравнительно со средою, свободною от тяжести, будет:

$$\frac{g}{R}\sin\beta \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (108)$$

Если, например,

$\frac{P}{g} = 0{,}3$; $\beta = 20^0$; $\sin\beta = 0{,}342$, то потеря составит $11{,}4^0/_0$.

В следующей таблице приведены потери при разных углах:

Таблица XVIII.

Угол наклона в градусах		1	2	5	10	15	20	25	30	35
Потери энергии в $^0/_0$ при разных $\frac{P}{g}$ (Сила взрывания)	10	0,17	0,34	0,85	1,7	2,6	3,4	4,2	5	5,7
	5	0,34	0,64	1,7	3,4	5,2	6,8	8,4	10	11,4
	2	0,85	1,7	4,25	8,5	13	17	21	25	28,5
	1	1,7	3,4	8,5	17	26	34	42	50	57

8. Более точное вычисление сопротивления атмосферы.

Предположим, что температура воздуха постоянна и атмосфера распространяется безгранично.

Тогда

$$h = \frac{f}{d_1}\ln\left(\frac{d_1}{d}\right), \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (109)$$

где $\frac{f}{d_1}$ есть высота h_1 воображаемой атмосферы при постоянной плотности.

Поэтому

$$\frac{h}{h_1}\ln\left(\frac{d_1}{d}\right) \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (110)$$

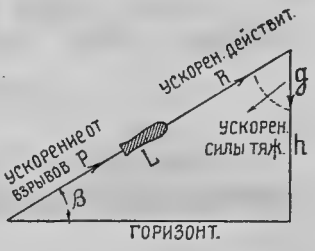
$$d = d_1 \cdot e^{-\frac{h}{h_1}} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (111)$$

Эта формула является упрощением формулы (46). Сопротивление воздуха движению ракеты равно:

$$F_1 = \frac{S \cdot d \cdot V^2}{U\,2\,g} \text{ тонн} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (112)$$

При наклонном движении, длина пути равна (черт. 36):

$$L = h : \sin\beta \quad \ldots\ldots \quad (113)$$



Черт. 36.

Но из (99) имеем:

$R = p - g \sin\beta$ и кроме того, $V = \sqrt{2 \cdot R \cdot h}$.

Поэтому

$$V = \sqrt{2\,(p - g\sin\beta)\,L} \quad \ldots\ldots \quad (114)$$

Элемент работы сопротивления воздуха будет:

$$dT_4 = F_1 \cdot d\,L \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (115)$$

Из этого уравнения и из уравнений (111 — 114) найдем:

$$dT_4 = \frac{s \cdot d_1}{Ug}\{p - \sin\beta\} \cdot L \cdot e^{\frac{-L\sin\beta}{h_1}} \cdot d\,L \quad \ldots\ldots \quad (116)$$

Положим:

$$\frac{L \cdot \sin\beta}{h_1} = \frac{h}{h_1} = x \text{ (см. 113)}$$

$$dx = \frac{\sin\beta}{h_1} \cdot dL = \frac{dh}{dh_1};\; dL = \frac{h_1 \cdot dx}{\sin\beta}$$

Тогда найдем:

$$dT_4 = \frac{s\,(p - g\sin\beta) \cdot d_1}{U\,g\,\sin^2\beta} \cdot h_1^2\, e^{-x} dx \quad \ldots\ldots \quad (117)$$

Обозначая выражение:

$$\frac{s\,(p - g\sin\beta)\,d_1}{U \cdot g\sin^2\beta} h_1^2 = A \quad \ldots\ldots\ldots \quad (118)$$

Интегрируем и определяем постоянное. Тогда получим (см. 113):

$$T_4 = A\left\{1 - \left(1 + \frac{h}{h_1\sin^2\beta}\right) e^{\frac{-h}{h_1\sin^2\beta}}\right\} = A\left\{1 - \left(1 + \frac{L}{h_1\sin\beta}\right) e^{\frac{-L}{h_1\sin\beta}}\right\} \quad \ldots \quad (119)$$

Положим:

$$\frac{L}{h_1\sin\beta} = \frac{h}{h_1\sin^2\beta} = Z \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (120)$$

Тогда:

$$T_4 = A\left\{1 - \left(1 + z\right) e^{-z}\right\} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (121)$$

При полной работе сопротивления $B = \infty$ или $z\,\infty$; имеем:

$$e^{-z} = 1 : e^z = 1 : \left(1 + \frac{z}{1} + \frac{z^2}{1 \cdot 2} + \frac{z^3}{1 \cdot 2 \cdot 3} + \ldots\right), \quad \ldots \quad (122)$$

следовательно:

$$\left(1 + z\right) e^{-z} = e^{-z} + z\;\; e^{-z} = e^{-z} + z : \left(1 + \frac{z}{1} + \frac{z^2}{1 \cdot 2} + \ldots\right) =$$

$$= \frac{1}{e^z} + 1 : \left(\frac{1}{z} + 1 + \frac{z}{1 \cdot 2} + \frac{z^2}{1 \cdot 2 \cdot 3} + \ldots\right) \quad \ldots \quad (123)$$

Если B или z равны ∞, то и выражение (123) обращается в нуль.

Значит работа сопротивления воздуха будет

$$T_4 = A \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (124)$$

Полную работу отвесного движения получим из формулы (118), если положим $\beta = 90°$. Тогда найдем:

$$T_4 = \frac{S \cdot (p-g)}{U \cdot g} \cdot d_1 h_1^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (125)$$

Сравнивая эту работу с полной работой наклонного движения, увидим, что последняя больше первой в

$$\frac{p - g \sin \beta}{(p-g) \sin^2 \beta} \text{ раз} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (126)$$

Для малых углов β выведенные формулы неприменимы.

По формуле (118) можно вычислить полную работу отвесного движения. Например, при:

$$S = 2 \ m^2; \ p = 100; \ g = 10; \ h_1 = 8\,000; \ d_1 = 0{,}0013; \ U = 100,$$

имеем:

$$T_4 = 1\,4976 \ m\text{-}m.$$

Она незначительна в сравнении с работой ракеты, которая более 60 *млн т-м.* От наклонного движения она увеличивается. По формуле (126), например, для $p = 30$ или 20 и $g = 10$ имеем таблицу XIX при разных углах β:

Таблица XIX.

β	10^0	20^0	30^0	40^0	50^0	90^0
T_4; $p = 30$	46,7	11,3	5	2,85	1,92	1
T_4; $p = 20$	60	14,2	6,0	3,3	2,1	1
$1 : \sin^2 \beta$	33	8,55	4	2,42	1,70	1

Из строки 2-ой видно, что с 20° наклона работа увеличивается в 11 раз, и из сравнения 2-й и 3-й строк с 4-й видно, что работу можно грубо считать пропорциональной $1 : \sin^2 \beta = \text{cosec}^2 \beta$.

Зависимость работы сопротивления от пройденного пути или достигнутой высоты h дана в след. таблице XX. (Форм. 118, 121 и 122)

Таблица XX.

Угол β	1	5	10	20	30	40	50	90
$h = 4$ километр	0	0	0	3,6	25	45	59	74
$h = 8$ километр	0	0	0	0,094	54	19	32	53
$h = 16$ километр	0	0	0	0	0,14	24	79	25
$h = 24$ километр	0	0	0	0	0	0,305	2	11

9. Наивыгоднейший угол полета.

По формуле (98) или (108) можно вычислить потерю работы от наклона в среде тяжести. По формуле же (118) определяем соответствующую потерю от сопротивления атмосферы. Определим наивыгоднейший угол наклона.

Потеря от наклонного движения ракеты выражается (108):

$$\frac{g}{p}\sin\beta \text{ (в абсолютн. ед.)} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (127)$$

Потеря от сопротивления атмосферы в абсолютных единицах будет (118):

$$A \cdot g = \frac{s(p - g\sin\beta)}{U \quad \sin^2\beta} \cdot d_1^2 \cdot h_1^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (128)$$

Работа ракеты равна:

$$T_1 = \frac{M_1 \cdot V_2^2}{2} = \frac{M_1 \cdot V_1^2}{2}\left\{\ln\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (129)$$

Поэтому обе потери в абсолютных единицах будут:

$$T_1 \cdot \frac{g}{p}\sin\beta + A \cdot g = T_1 \cdot \frac{g}{c} \cdot \sin\beta + \frac{s}{U} d_1 \cdot h_1^2 \left\{\frac{p - g\sin\beta}{\sin^2\beta}\right\} = z \quad . \quad . \quad (130)$$

Однако, взяв производную этого выражения и приравняв ее нулю, получим уравнение неудобное для решения относительно $\sin\beta$.

На стр. 76 было сказано, что выгоднейший угол не велик. Поэтому можно у 2-го члена пренебречь выражением $g\sin\beta$. Тогда уравнение 130 примет вид:

$$z = T_1 \cdot \frac{g}{p} x + \frac{s}{U} d_1 \cdot h_1^2 \cdot \frac{p}{x^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (131)$$

Здесь $x = \sin\beta$.

Дифференцируя и приравнивая первую производную нулю, получим:

$$x = \sin\beta = \sqrt[3]{\frac{2 \cdot s \cdot d_1 \cdot h_1^1 \quad p^2}{U \cdot T_1 \cdot g}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (132)$$

и с помощью 129

$$\sin\beta = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot s \cdot d_1 \cdot h_1^2 \cdot p^2}{U \cdot M_1 \cdot V_2^2 \left\{\ln\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2 \cdot g}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (133)$$

Отсюда видно, что выгодный угол β увеличивается с энергией взрывания p и с площадью миделя ракеты s и уменьшается с увеличением коэффициента формы U и с увеличением отношения масс $\frac{M_2}{M_1}$.

Например, для $s = 2$; $d_1 = 0{,}0013$; $h_1 = 8\,000$; $\frac{p}{g} = 10$; $U = 100$; $T_1 = 10$; $V_2 = 5\,000$, получим $\sin\beta = 0{,}167$ и $\beta = 9°35'$. При $p = 20$, $\sin\beta = 0{,}57$ и $\beta = 3°20'$.

Но при таких малых углах сопротивление атмосферы, в виду ее сферичности, будет гораздо меньше, и поэтому и выгодный угол будет еще меньше.

Из формулы (131) найдем относительную потерю от обеих причин:

$$\frac{z}{T_1}=\frac{g}{p}\cdot x+\frac{s\cdot d_1\cdot p}{U\ \ T_1\cdot x^2}\cdot h_1^2=\frac{g}{p}x+\frac{2\cdot s\cdot d_1\ \ p\ \ h_1^2}{U\cdot T_1\cdot V_2^2\left\{\ln\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2\cdot x^2}. \quad (134)$$

Упростим эту формулу. Для этого разделим второй член на третий. Это даст нам отношение потери от влияния тяжести к потере от сопротивления воздуха. Далее, исключаем из этого отношения x при помощи (133). Тогда получим число 2, что показывает, что при наивыгоднейшем наклоне потеря от тяготения в д в о е больше потери от сопротивления воздуха. Следовательно:

$$z:T_1=\frac{g}{p}x+\frac{g}{2p}x=\frac{3}{2}\cdot\frac{g}{p}V. \quad (135)$$

Например, при углах 9° и 3° получим полную потерю 0,025 и 0,0428, т. е. в 2,5% и 4,3%.

Из (135) и (133) получаем полную относительную потерю:

$$z:T_1=\sqrt[3]{\frac{27\cdot 3\cdot d_1\cdot h_1^2\cdot g^2}{2\cdot U\cdot T_1\cdot V_2^2\left\{\ln\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2\cdot p}}. \quad (136)$$

В таблице XXI вычислены эти потери в % для разных p и x.

Таблица XXI.

Ускорение ракеты без тяжести (p).	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$\sin\beta=x$ . . .	0,0097	0,0154	0,0204	0,0246	0,0292	0,0326	0,0356	0,0392	0,0422	0,0453
Угол в град. β	0°56′	0°88′	1°17′	1°41′	1°68′	1°86′	2°07′	2°26′	2°43′	2°60′
Потеря в % $z:T_1$	14,6	11,6	10,2	9,23	8,57	8,07	7,66	7,33	7,05	6,80

Ускорение ракеты без тяжести (p).	15	20	25	30	40	50	60	80	100	200
$\sin\beta=x$	0,059	0,072	0,083	0,094	0,114	0,133	0,150	0,182	0,211	0,333
Угол в град. β . .	3°25′	4°10′	4°45′	5°25′	6°33′	7°40′	8°40′	10°30′	12°10′	19°30′
Потеря в % $z:T_1$	5,94	5,40	4,97	4,71	4,28	3,98	3,75	3,40	3,10	2,50

По таблице и формуле (128) легко показать, что приближенные формулы не дают большой ошибки даже при $p=1$. При большем p она гораздо меньше.

10. Влияние кривизны поверхности земли.

Из формул 111, 112, 114 и 115 получим в обыкновенных единицах:

$$dT_4 = \frac{s \cdot d_1}{U \cdot g}\left(p - \sin\beta \cdot g\right) \cdot e^{\frac{-h}{h_1}} \cdot L \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (137)$$

Для плоской земли имели еще формулу $113: L = h : \sin\beta$. Но для шарообразной она применима только при не очень острых углах β. Более точная формула для всяких углов имеет вид:

$$h = L\sin\beta + \frac{L^2}{2r_2} = L\left(\sin\beta + \frac{L}{2r_2}\right), \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (138)$$

где r_2 — радиус земли.

Отсюда получаем:

$$L = -r_2\sin\beta\left(1 - \sqrt{1 + \frac{2h}{r_2 \cdot \sin\beta}}\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (139)$$

Положим:

$$\frac{2h}{r_2\sin^2\beta} = x; \sqrt{1+x} = 1 + \frac{x}{3} - \frac{x^2}{8} + \frac{x^3}{48} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (140)$$

Ограничиваясь тремя членами, получим:

$$L = -r_2\sin\beta\left(-\frac{x}{2} + \frac{x^2}{8}\right) = \frac{h}{\sin\beta} - \frac{4h^2}{r_2\sin^3\beta} = \frac{h}{\sin\beta} \cdot \left(1 - \frac{h}{2r_2\sin^2\beta}\right) \quad . \quad . \quad (141)$$

Решим задачу о работе сопротивления атмосферы в частном случае, когда полет горизонтален ($\beta = 0$). Тогда:

$$h = \frac{L^2}{2r_2}; L = \sqrt{2 \cdot r_2 \cdot h} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (142)$$

Далее, из (116)

$$dT_4 = \frac{s \cdot d_1}{U \cdot g} p \cdot e^{\frac{-h}{h_1}} \cdot LdL = \frac{s \cdot d_1}{U \cdot g} p \cdot e^{\frac{-L^2}{2r_2h_1}} \cdot LdL \text{ (см. 142)} \quad . \quad (143)$$

Положим

$$\frac{L^2}{2r_2h_1} = x.$$

Тогда

$$L \cdot dL = r_2h_1 \cdot dx \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (144)$$

и вместо (143) имеем:

$$dT_4 = \frac{s \cdot d_1}{U \cdot g} p \cdot r_3 \cdot h_1 \cdot e^{-x} dx = A \cdot e^{-x} dx \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (145)$$

Интегрируя и определяя постоянное, имеем:

$$T_4 = A\left(1 - e^{-x}\right) = A\left(1 - e^{\frac{h}{h_1}}\right) = A\left(1 - 2e^{\frac{-L^2}{2r_2 \cdot h_1}}\right) \quad . \quad . \quad (146)$$

$$A = \frac{s \cdot d_1}{U \cdot g} p \cdot r_2 \cdot h_1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (147)$$

Это выражение и определяет полную работу сопротивления атмосферы.

Для вертикального движения имели:

$$T_4 = \frac{s(p-g)}{U \cdot g} \cdot d_1 \cdot h_1^2 \quad \ldots \ldots \ldots \quad (125)$$

При таком движении работа сопротивления атмосферы будет меньше (по 125 и 147)

$$\frac{p}{p-g} \cdot \frac{r_2}{h_1} \text{ раз} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (148)$$

Например, при $p = 100$; $g = 10$; $h_1 = 8\,000$ из (148) получим 883, т. е. работа при горизонтальном движении чуть не в 1000 раз больше, чем та же работа сопротивления атмосферы при отвесном полете снаряда. Итак, путь, близкий к горизонтальному, невыгоден. Из 146 и 147 видно, что T_4 много зависит от p. В виде примера вычислим работу сопротивления атмосферы при горизонтальном движении ракеты для разных p и при $s = 2$; $U = 50$ (форм. 146).

$$T_4 = 26\,4800\, p \quad \ldots \ldots \ldots \quad (149)$$

Работа ракеты:

$$T_1 = \frac{M_1 \cdot V_1^2}{2} \ln \left[1 + \frac{M_2}{M_1}\right]^2 \quad \ldots \ldots \ldots \quad (150)$$

Работа ракеты для одоления земной тяжести при $M_1 = 10$ составит около $64 \cdot 10^6$. Это более сопротивления атмосферы в $\frac{240}{p}$ раз.

Вычисленные потери даны в таблице XXII.

Таблица XXII.

Сила взрыва p . .	1	2	5	10	20	30	50	100
Потери в % . . .	0,42	0,83	2,1	4,2	8,3	12,5	20,8	41,7

Таблица XXIII. — **Сопротивление воздуха и работа ракеты при разных постоянных скоростях полета.**

Таблица составлена в предположении, что: масса ракеты 10 m, площадь ее миделя — 4 $м^2$, коэффициент ее формы 0,01, плотность воздуха — 0,0013 плотности воды.

Скорости в $км/с$ V . . .	4	6	8	10	12	16	17
Сопротивление воздуха на площадь миделя в тоннах $R_m = 0{,}0001 \cdot V^2 \cdot 4$	6 400	14 400	25 600	40 000	57 600	102 400	115 600
Сопротивление воздуха движению всей ракеты $R = 0{,}01\ R_m$	64	144	256	400	576	1 024	1 156
Работа ракеты при полете на 10 $км$ в тысячах тонн-метров	640	1 440	2 560	4 000	5 760	10 240	11 560

Если ракета весит 10 m, то для одоления земной тяжести необходима работа не менее $6\,370\,000 \times 10 \times 2 = 127\,400\,000$, где 2 выражает, что утилизируется не более 50% энергии взрывчатых веществ.

Отношение работы сопротивления к работе взрывчатых веществ в % на пути в 10 *км*	0,50	1,13	2,02	3,15	4,54	8,06	9,10
То же, но по отношению к работе движения снаряда в %	1,00	2,26	4,04	6,30	9,08	16,12	18,20
То же при пробеге в 50 *км* в %	5,00	11,30	20,2	31,5	45,4	80,6	91,0
То же при пустой ракете весом 1 *т* в %	50	113	202	315	454	806	910
То же для снаряда из пушки на высоте 8 *км* весом 10 *т* на пути 50 *км* в %	1,5	3,4	6,0	9,4	13,6	24,2	27,3

11. Спуск на землю и на планеты.

Если для поднятия ракеты массою M_1 требуется горючего в K_1 раз больше, то полная масса будет:

$$M_1\ (1+K_1) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (151)$$

Для спокойного обратного спуска потребуется еще горючего

$$M_1\ (1+K_1)\ K_1,$$

что дает полную массу при поднятии

$$M_1\ (1+K_1)^2$$

и масса горючего будет

$$M_1\ (1+K_1)^2 - M_1 = M_1\,[(1+K_1)^2 - 1] \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (152)$$

Если например,

$$M_1 = 1 \text{ и } K_1 = 9,$$

то запас будет в 99 раз больше веса ракеты со всем содержимым кроме горючего, и такой запас едва ли возможно осуществить.

Если бы на орбите земли была еще какая-нибудь планета, то поднятие с земли и спуск на нее потребовал бы запас горючего:

$$M_1\ \{(1+K_1)\ (1+K_2) - 1\}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (153)$$

где K_1 — относительное количество взрывчатых веществ, необходимее для спуска на эту планету.

Если на этой планете мы не можем возобновить запаса горючего, и желаем возвратиться на землю, то с последней мы должны взять запас горючего:

$$M_1\ \{(1+K_1)^2\ (1+K_2)^2 - 1\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (154)$$

Если чужая планета по массе и объему равна земле, то

$$M_1\ \{(1+K_1)^4 - 1\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (155)$$

Если наконец,

$$M_1 = 1 \text{ и } K_1 = 9,$$

то запас будет 9999, что неосуществимо.

Поэтому, путешествие на Венеру, Юпитер и на другие большие планеты неосуществимо; наоборот, полет на астероиды значительно легче.

При полете на разные (числом n, включая и землю) планеты, без возобновления на них запаса горючего, и для возвращения затем на землю, необходим запас горючего:

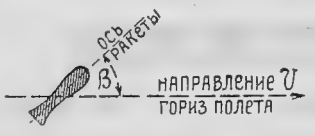
$$M_1 \{(1+K_1)^2\ (1+K_2)^2\ (1+K_3)^2 \ldots x\ (1+K_n)^2 - 1\} \ldots \quad (156)$$

В виду громадности запаса, можно избежать его черезмерной величины, делая спуск на землю по спиралям, планируя в воздухе, как аэроплан.

12. Горизонтальный полет ракеты в равноплотной атмосфере при наклоне ее длинной оси.

Пусть ракета летит горизонтально со скоростью V, при чем ее ось наклонена к горизонту на угол β. Тогда вертикальное давление на нее воздуха будет (черт. 37):

$$R_y = \frac{d}{g} \cdot S^1 \cdot K_\Phi \cdot \sin\beta \cdot V^2, \ldots \quad (157)$$



Черт. 37.

где S' — горизонтальная проекция ракеты, K_Φ — поправочный коэффициент, сравнивающий ее с непродолговатой плоскостью.

Для равновесия ракеты необходимо, чтобы вес ракеты M_1 равнялся вертикальному давлению воздуха.

Поэтому из (157)

$$\sin\beta = \frac{M_1' \cdot g}{d \cdot S^1 \cdot K_\Phi \cdot V^2} \ldots \quad (158)$$

Если $M_1' = 1$; $g = 10$; $d = 0{,}0013$; $V = 100$; $S^1 = 20$; $K_\Phi = 1$, то $\beta = 2{,}2°$.

При $M_1' = 10$; $\beta = 22{,}7°$.

При $V = 1000$; $\beta' = 0{,}001\,\beta$.

Определим теперь работу T_5 горизонтального сопротивления R_x атмосферы. Величина R_x равна:

$$R_x = R_y \cdot \sin\beta = M_1' \sin\beta = \frac{M_1'^2 \cdot g}{d \cdot S^1 \cdot K_\Phi \cdot V^2} \ldots \quad (159)$$

Элемент работы

$$dT_5 = R_x \cdot dL \ldots \quad (160)$$

Полагая d постоянным и p переменным, имеем:

$$V = \sqrt{2p \cdot L} \ldots \quad (161)$$

Из (159 — 161) имеем:

$$dT_5 = \frac{M_1'^2 \cdot g \cdot dL}{2 \cdot d \cdot S^1 \cdot K_\Phi \cdot p \cdot L} \ldots \quad (162)$$

Интегрируя и определяя постоянные, получим:

$$T_5 = A \cdot \ln\left[\frac{L}{L_1}\right] \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (163)$$

Здесь

$$A = \frac{M_1'^2 \cdot g}{2 \cdot d \cdot S^1 \cdot K_\Phi \cdot g} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (164)$$

Если считать работу с начала пути, где скорость нуль, то такая работа беспредельна. Однако, она становится небольшой, если ракета прошла уже часть пути L_1 и приобрела некоторую скорость. В равноплотной среде работа возрастает беспредельно.

Положим в уравнении (164) — $M_1' = 1$; $g = 10$; $S_1 = 20$; $K_\Phi = 1$; $p = 10$. Тогда $A = 19{,}2$ и

$$T_5 = 19{,}2 \ln\left[\frac{L}{L_1}\right] \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (165)$$

Пусть после 10 *км* пути ракета пролетела 1 000 *км*. Тогда $T_5 = 19{,}2 \cdot \ln \cdot 100 = 88{,}3$. Если же ракета пройдет сначала 1 *км*, то $T_5 = 132{,}5$. Следовательно, на удержание от падения идет ничтожная работа. Выразим ее в функции V.

Из уравнения 161 и 163 имеем

$$L = \frac{V^2}{2p} \text{ и } T_5 = A \ln\left[\frac{V^2}{V_1^2}\right] \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (166)$$

Если начальная скорость $V_1 = 100$ *м/с*, а конечная $V = 10\,000$ *м/с*, то

$$T_5 = 19{,}2 \ln (100^2) = 176{,}6.$$

Если начальная скорость $V_1 = 10$ *м/с*,

то

$$T_5 = 19{,}2 \ln (1\,000^2) = 265.$$

Длина пути определяется из (161):

$$L = \frac{V^2}{2p} = 5{,}10^6 \text{ м} = \backsim 5\,000 \text{ км}.$$

Конечно, работа изменяется в зависимости от плотности воздуха, обращаясь в нуль в пустоте и в громадную величину в нижних слоях атмосферы. Вообще, если ракета летит в равноплотном воздухе, то центробежная сила может уравновесить тяжесть и угол может быть сделан равным нулю. Однако, при этом возрастает лобовое сопротивление атмосферы, и вообще мы не доказываем, что путь в равноплотном воздухе является наивыгоднейшим.

13. Полет ракеты без наклона ее оси к горизонтальной начальной скорости.

Под влиянием силы тяжести ракета будет в секунду спускаться на:

$$r = V \sin\beta = \frac{M_1' \cdot g}{d \cdot S^1 \cdot K_\Phi \cdot V} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (167)$$

Если $M_1 = 1$; $g = 10$; $d = 0{,}00037$ (на высоте 10 *км*; $S^1 = 20$; $K_ф = 1$; $V = 2\,260$; $h = 10\,000$, то $r = 0{,}6$, т. е. в секунду ракета будет опускаться на 60 *см*.

Исключая из (167) d и V (форм. 111, 161 и 142), получим:

$$r = \frac{M_1' \cdot g \cdot e^{\frac{h}{h_1}}}{d_1 \cdot S^1 \cdot K_ф \cdot \sqrt{2p} \cdot \sqrt[4]{D_3 \cdot h}} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (168)$$

Скорость же поднятия при движении по касательной вычислим так:

$$L = \frac{p}{2} \cdot t^2 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \quad (169)$$

но по 142:

$$h = \frac{L^2}{D_3}$$

Следовательно:

$$h = \frac{p^2 \cdot t^4}{4D_3}$$

Дифференцируя, найдем:

$$\frac{dh}{dt} = \frac{p^2}{D_3} \cdot t^3 = \sqrt[4]{\frac{64}{D_3}} \cdot \sqrt{p} \cdot h^{3/4} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (170)$$

На основании предыдущих формул составляем таблицу XXIV, характеризующую полет ракеты с начальной горизонтальной скоростью:

Таблица XXIV.

Время полета ракеты в сек. t . .	10	20	50	100	200	400	1 000
Секундная скорость в метрах ($p = 10$).	100	200	500	1 000	2 000	4 000	10 000
Длина пути в километрах L (рейс)	0,5	2	12,5	50	200	800	5 000
Высота $h = \frac{L^2}{D_3}$ (приблизительно) метры	0,02	0,32	12,3	197	3 150	50 400	1 970 000
Скорость поднятия в секунду $\frac{dh}{dt}$ . .	0,008	0,064	0,554	4,43	35,5	283	4 430
Плотность воздуха d	—	—	—	0,0013	0,000878	Близка к нулю.	
Скорость падения от тяжести и сопротивления воздуха . метры	3,85	1,92	0,77	0,385	0,280	53	4.10^{109}
$\frac{d_1}{d}$	1	1	1	1	1,48	550	10^{109}

Из этой таблицы следует, что, в случае горизонтального полета, последний следует начинать с башни высотою в 100 *м* или с обрыва крутизною 45° при $p = 10$. Если $p > 10$, то высота башни может быть меньше. Ракета сначала опустится несколько вниз, затем полетит параллельно земле и, наконец, приближается к касательной к земле.

14. Восходящий полет ракеты.

Восходящий полет ракеты, по сравнению с горизонтальным, требует меньшей энергии взрывчатых веществ, именно при малом угле наклона траектории полета к горизонту.

При таком полете высота поднятия ее h от земной поверхности зависит от двух причин: от угла наклона

$$h' = \sin\delta \cdot L \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (171)$$

и от сферичности земли

$$h'' = L^2 : D_3 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (172)$$

отсюда

$$h = h' + h'' = L\sin\delta + \frac{L^2}{D_3} = L\left(\sin\delta + \frac{L}{D_3}\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (173)$$

Величина снижения определяется формулами 167 и 168, в которых угол имеет другое значение и соответствует уклону, зависящему от сопротивления воздуха и скорости полета. Он вообще весьма мал.

При восходящем движении минимальное значение p определяется уравнением:

$$p = g\sin\delta \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (174)$$

При полете с горы необходимо, чтобы p значительно превышало g. Приводим наименьшие значения p, соответствующие этому условию в зависимости от угла δ и p.

Углы δ в ^{0}	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
p в метр. . . .	0,175	0,349	0,523	0,698	0,872	1,05	1,22	1,39	1,56	1,74
10 p.	1,75	3,49	5,23	6,98	8,72	10,5	12,2	13,9	15,6	17,4

Из таблицы видно, что даже при p увеличенном в 10 раз и при $\delta = 10^0$ оно только в 1,7 раза больше g (10 m). Однако при этом и меньших углах можно ограничиться меньшей взрывающей силой (около 0,1 силы тяжести), что имеет технические выгоды.

В следующей таблице XXV даны величины секундной энергии двигателя на 1 m ракеты при разных p и V. Энергия выражена в тысячах метрических сил (100 *кгм*). Скорости — в километрах:

Таблица XXV.

Ускорение ракеты или взрывающая сила (m).	Скор.	0,1	0,2	0,3	0,5	1	2	5	8	11
	1	0,1	0,2	0,3	0,5	1	2	5	8	11
	2	0,2	0,4	0,6	1,0	2	4	10	16	22
	3	0,3	0,6	0,9	1,5	3	6	15	24	33
	5	0,5	1	1,5	2,5	5	10	25	40	55
	10	1	2	3	5	10	20	50	80	110
	20	2	4	6	10	20	40	100	160	220
	30	3	6	9	15	30	60	150	240	330
	50	5	10	15	25	50	100	250	400	550
	100	10	20	30	50	100	200	500	800	1 100

Из таблицы видно, что энергия однотонной ракеты при min ускорении и малом δ изменяется от 100 до 1100 *м* сил. Для достижения такой ракетой космической скорости 8 *км*, достаточно 4 *т* горючего. Время взрывания при $p=1$ $(=0{,}1\,g)$ — 800 сек. и на секунду придется $\backsim 0{,}5$ *кг* горючего.

В следующей таблице XXVI приведены данные о среднем количестве горючего на секунду при разных p и при массе ракеты в 1 *т*.

Таблица XXVI.

Запас горючего в тоннах	1	4	9	30
Конечная скорость в *м.*	3465	8045	11515	17170
Время взрывания в сек.	3465	8045	11515	17170
Время в часах	0,96	2,23	3,2	4,8
Количество горючего в *кг.* при $p=1$	0,29	0,5	0,78	1,75
То же при $p=5$	1,45	2,5	3,9	8,75
То же при $p=10$	2,9	5	7,8	17,5

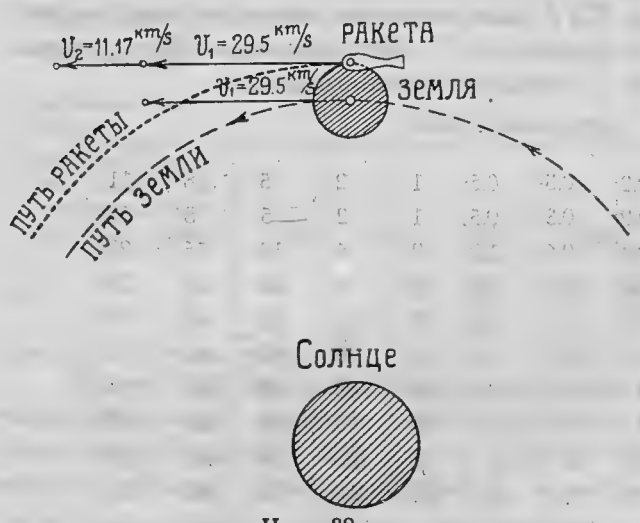
Если приравнять скорость падения (167) к скорости поднятия (74), то получим:

$$\sin\delta=\frac{M_1'\cdot g}{d\cdot S'\,K_\Phi\,V^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (175)$$

При этом угле начальное движение будет горизонтальным. Например, если $M_1'=1$; $g=10$; $S'=20$; $K_\Phi=1$; $V=100$, то $\delta=2{,}2°$. При $V=200$, $\delta=0{,}5°$.

15. Работа солнечного тяготения.

Если ракета должна покинуть землю и сделаться спутником солнца, двигаясь вокруг него по той же орбите, как и земля, то ей достаточно сообщить скорость $V^2=11{,}17$ *км/с* (черт. 38). Тогда она будет вращаться вокруг солнца со скоростью $V_1=29{,}5$ *км/с*, т. е. с такой же, как и земля. Для удаления же от солнечной системы, ей необходимо придать добавочную скорость V_3, равную $29{,}5\cdot\sqrt{2}-29{,}5=12{,}21$ *км/с* и направленную попутно движению. Таким образом, для удаления от земли необхо-



Черт. 38.

димо затратить работу $\frac{mV_2^2}{2}$, а для удаления от солнца — работу $\frac{mV_3^2}{2}$, где m — масса ракеты. Полная работа будет соответствовать скорости V_4, определяемой из уравнения

$$\frac{mV_4^2}{2}=\frac{mV_2^2}{2}+\frac{mV_1^2}{2};$$

или

$$V_4=\sqrt{V_2^2+V_1^2}.$$

Откуда

$$V_4=16{,}55\ км/сек.$$

Если начальная скорость была попутной экваториальной скорости земли, равной $V_5=0{,}465\ км/сек$, то конечная скорость $V_6=V_4-V_5\backsimeq\backsimeq 16\ км/сек$. При этом ракета уйдет от солнца и будет носиться в нашем млечном пути.

При полете ракеты против годового движения земли потребуется скорость значительно больше прежней, так как ракета должна сначала потерять скорость 29,5 *км/сек*, а затем приобрести скорость

$$29{,}5\cdot\sqrt{2}=41{,}7\ км/сек.,$$

а всего иметь относительно солнца

$$29{,}5+41{,}7=71{,}2\ км/сек.$$

Полная скорость определится, как и раньше, из уравнения

$$V_4'=\sqrt{71{,}2^2+11{,}17^2}=\backsimeq 75{,}1\ км/с.$$

В этом случае затраченная скорость больше прежней (V_4) в $\frac{72{,}1}{16{,}55}=4^1/_2$ раза, а работа будет больше в $(4^1/_2)^2=20$ раз.

16. Выводы.

На основании вышеизложенного К. Циолковский предлагает следующий способ взлета ракеты:

Ракета помещается на автомобиль [1], который катится по дороге наклонной под $\angle\ 10-20^0$ со скоростью от 40 до 100 м., при чем дорогу следует проложить в высоких горах. Далее ракета отделяется от автомобиля и летит в атмосфере, при чем для горения используется кислород воздуха. Наклон траектории, с увеличением скорости, уменьшается, затем она становится параллельной земле, и, наконец, ракета уходит от земли, при чем в разреженных слоях она уже лишена кислорода атмосферы и должна использовать свои запасы его.

17. Общий план космических достижений.

К. Циолковский предлагает следующий план завоевания межпланетного пространства: 1) На расстоянии 1—2 тысяч километров от земли устраивается эфирная станция, где аккумулируется постепенно

[1] Можно на аэроплане, дирижабле, пушкой и пр.

энергия солнца, которой можно пользоваться для дальнейших полетов. Этой же солнечной энергией могут пользоваться и ракеты, уловляя ее при помощи особых проводников.

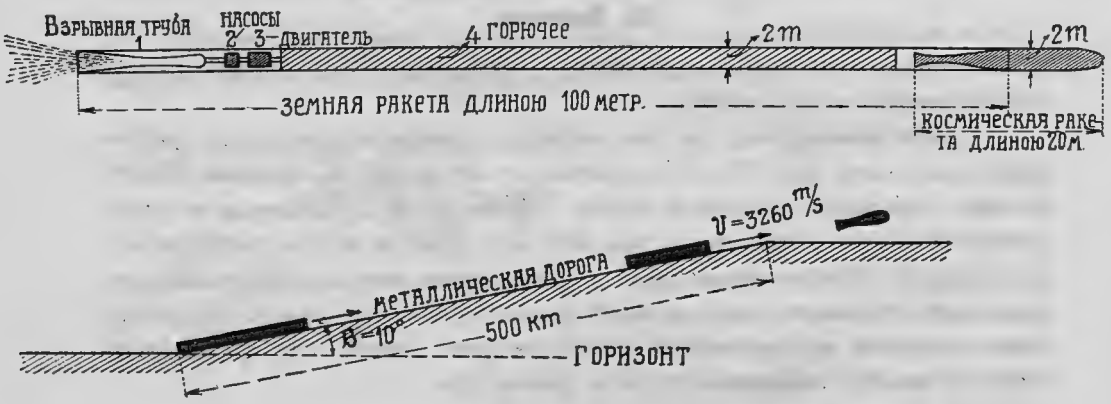
Далее ракеты переносят нас на астероиды, спуск на которые не представляет трудности, и на которых можно достать различные необходимые материалы, при помощи которых можно лететь к другим планетам и солнцам. Спуск на землю можно делать по спирали, постепенно описывая пути вокруг земли, пока, наконец, полет не перейдет в планирование. При этом спуск лучше делать на воду.

18. Питание человека при полете в ракете.

Для того, чтобы обеспечить человеку питание при полете в ракете, ему необходимо взять с собой разные растения, которые будут очищать воздух и производить плоды в то время, как человек будет изменять воздух и поедать плоды. Для питания человеку необходимо в сутки извлечь из пищи 3000 больших калорий, что соответствует энергии 0,5 *кг* угля, или 1 *кг* муки, или 3 *кг* картофеля, или 2 *кг* мяса. Но эта энергия получается в мировом пространстве от освещения лучами солнца 1 $м^2$ плоскости, нормальной к ним, если предположить утилизацию лучей даже лишь в 7 %. Следовательно, необходимо лишь соответственно преобразовать эту солнечную энергию в питательное вещество, доставляемое растениями.

19. Взлет при помощи земной ракеты.

Для облегчения взлета К. Циолковский советует космическую ракету помещать в носу другой — земной, которая силою реакции своих взрывов должна скользить по уравненной поверхности земли, пока скорость



Черт. 39.

ее не достигнет определенной величины, при которой начнется взрывание в космической ракете и последняя отделится от земной и улетит в пространство [1]. На черт. 39 вверху показано соединение космической ракеты (длиною 20 *м*, диаметром 2 *м*) с земной (длиною 100 *м*, диамет-

[1] Этот проект цитирован А. Шершевским (см. стр. 48).

ром 2 *м*). Внутри земной показаны: 1) взрывная труба, 2) насосы, которые при помощи двигателя (3) накачивают горючее (4) во взрывную трубу. На черт. 39 внизу показан в профиле наклонный путь (под 10 — 20° к горизонту), устроенный в горах в виде металлической дороги длиною до 500 *км* в горах, вдоль которого должна двигаться земная ракета при обильной смазке, со скоростью до 3260 *м/сек.* В конце пути от нее отделяется космическая ракета, которая далее развивает скорость реакций собственных взрывов. Для облегчения такового отделения земная ракета начинает тормозиться о несмазанную часть дороги и, кроме того, из нее выдвигаются плоскости, на которые действует тормозящее сопротивление воздуха.

Работу трения ракеты о дорогу К. Циолковский считает до 2% всей, затраченной на ее движение энергии, но говорит, что ему известны способы довести это трение почти до нуля.[1] К. Циолковский считает, что величина трения земной ракеты о воздух не может превышать числа.

$$\frac{d^1}{6g} \cdot S_2 \cdot V_m, \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (176)$$

где d^1 — плотность газа,

g — ускор. с земной тяжести,

S^2 — площадь трущейся поверхности,

V_m — скорость движения молекул газа.

Далее К. Циолковский утверждает, что для постоянных газов и внешнего давления предельное трение пропорционально корню квадратному из молекулярного веса газа и обратно пропорционально корню квадратному из температуры газа.

Для воздуха по формуле (176) получаем для 1 кв. метра трение 0,011 тонн. Кроме этой формулы К. Циолковский дает для определения трения еще формулу.

$$F_1 = \frac{b}{2g} \cdot n \cdot d^1 \cdot V^2, \quad \ldots\ldots\ldots \quad (177)$$

где b — толщина прилипшего к 1 $м^2$ воздуха при скорости его движения 1 *м/сек.*,

n — ширина,

V — скорость ее.

Эта формула верна при $V = l$ (длина ракеты); при этом:

$$F_1 = \frac{b}{2g} \cdot V \cdot n \cdot d^1 \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (178)$$

Например, при $g = 20$; $b = 3$; $d^1 = 0{,}0013$ и $b = 0{,}01$ *м*:

$$F_1 = 195 \cdot 10^{-8} \cdot V^2 = 195 \cdot 10^{-8} \cdot l^2 \ldots\ldots \quad (179)$$

---

[1] Для уменьшения трения ракеты о поверхность пути К. Ц. предлагает воздушную смазку. (Подробности см. Н. Рынин „Ракеты", стр. 83.)

Пусть и вес ракеты в тоннах выражается числом = 1. Тогда для разных ускорений p и разных скоростей V получим таблицу XXVII:

Таблица XXVII.

Длина, вес и скорость земной ракеты в метрах и тоннах	1	10	100	500	1 000	1 500	2 000	3 000	5 000
Величина трения в килограммах .	0,002	0,2	20	500	2 000	4 500	8 000	18 000	50 000
Сопротивление по отношению к давлению на снаряд в % $C = 10$.	0,0002	0,002	0,02	0,1	0,2	0,3	0,4	0,6	1
То же $C = 1$	0,002	0,02	0,2	1	2	3	4	6	10
То же $C = 4$	0,0005	0,005	0,05	0,25	0,5	0,75	1	1,5	2,5

Длина (l) ракеты не должна превышать 100 метров. Если ракета будет короче в $\left(\frac{V}{l}\right)$ раз, то и время уменьшится во столько же раз, но толщина увлекаемого воздуха уменьшится в $\left\{1+\ln\left(\frac{V}{l}\right)\right\}$ раз и во столько же уменьшится сопротивление воздуха. Тогда, вместо формулы (178) получим более точную, пригодную для всяких длин земной ракеты:

$$F_1 = \frac{b}{2g} \cdot n \cdot d^1 \cdot V^2 : \left\{1+\ln\left(\frac{V}{l}\right)\right\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (180)$$

Положим $1 = 100$ *м*, тогда получим таблицу XXVIII для разных V

Таблица XXVIII.

Скорости V в метрах	100	200	300	400	500	700	1 000	2 000	3 000	4 000
$\frac{V}{l}$	1	2	3	4	5	7	10	20	30	40
$\ln\left(\frac{V}{l}\right)$ . .	0	0,69	1,10	1,39	1,61	1,95	2,30	3,00	3,40	3,69
$\ln\left(\frac{V}{l}\right)$ . .	1	1,69	2,10	2,39	2,61	2,95	3,30	4,00	4,40	4,69

Последняя строка показывает, во сколько раз уменьшается толщина прилипшего слоя газа и сопротивление от трения при разных $\frac{V}{l}$.

Если в формуле (180):

$$b = 0{,}01;\ l = 100;\ n = 3,$$

то

$$F_1 = 195 \cdot 10^{-6} \cdot \Lambda : \left\{1+\ln\left[\frac{V}{l}\right]\right\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (181)$$

На основании этой формулы составлена таблица XXIX абсолютных и относительных сопротивлений при разной силе взрывания (P).

Таблица XXIX.

		100	200	300	400	500
Скорость V в метр. . .		100	200	300	400	500
Давление в кг		19,5	23,1	27,9	32,6	37,4
Относительное сопротивление в %	Масса = 100 тонн. $p=10$	0,02	0,023	0,028	0,033	0,037
	Масса = 100 тонн. $p=1$	0,2	0,23	0,28	0,33	0,37
	Масса = 10 тонн. $p=1$	2	2,3	2,8	3,3	3,7
	Масса = 10 тонн. $p=4$	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
	Поправка: числа строк 2—6 множатся на . . .	1	2	3	4	5

		700	1000	2000	3000	4000
Скорость V в метр. . .		700	1000	2000	3000	4000
Давление в кг		46,3	59,1	97,5	133,0	167,0
Относительное сопротивление в %	Масса = 100 тонн. $p=10$	0,046	0,059	0,098	0,133	0,167
	Масса = 100 тонн. $p=1$	0,46	0,59	0,98	1,33	1,67
	Масса = 10 тонн. $p=1$	4,6	5,9	9,8	13,3	16,7
	Масса = 10 тонн. $p=4$	1,1	1,5	2,5	3,3	4,2
	Поправка: числа строк 2—6 множатся на . . .	7	10	20	30	40

При самом малом ускорении ($p=1$) и ничтожной массе (10 m) трение поглощает не более 17%.

Определим наибольшие скорости земной ракеты.

Имеем:

$$R = p - g \sin \beta \quad (182)$$

Здесь R — равнодействующая, p — ускорение от взрывающей силы и β — угол наклона к горизонту.

Далее:

$$V = \sqrt{2R \cdot L} = \sqrt{2 (p - g \sin \beta) \cdot L} \quad (183)$$

Давление на ракету врывчатых веществ определяется уравнением:

$$P = M_1 \frac{p}{g} \quad (184)$$

Здесь M_1 — масса ракеты.

Приблизительно считаем $\beta = 0$, что мало отразится на величине V. Составляем таблицу XXX скоростей ракеты при разных длинах пробега.

Таблица XXX.

Длина L дороги км / p	1	2	5	10	50	100	200	300	500
100	447	634	1 030	1 420	3 180	4 470	6 340	7 780	10 300
50	319	453	735	1 015	2 270	3 193	4 530	5 560	7 360
30	246	348	404	780	1 750	2 460	3 480	4 280	5 650
20	201	282	460	634	1 424	1 998	2 835	3 479	4 600
10	142	200	326	450	1 000	1 420	2 000	2 460	**3 260**
5	101	141	230	315	710	1 000	1 418	1 740	2 300
3	78	109	178	246	550	774	1 091	1 340	1 780
1	45	63	103	142	318	447	634	778	1 030

Время движения земной ракеты получим, разделив скорость ее на ускорение p. Например, при $V = 3\,260$, $t = \frac{3\,260}{10} = 326$ сек. $= 5$ мин. 26 секунд.

Определим вес горючего для земной ракеты весом 10 m плюс космическая ракета 10 m, итого 20 m. Тогда по таблице (стр. 89) определяем в тоннах вес искомого горючего для разных V. Скорость газов примем в 4 $км/с$.

Таблица XXXI.

$\frac{M_2}{M_1'}$	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1	1,5	2
M_2 т	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20	30	40
V м.	378	728	1 048	1 344	1 620	1 876	2 116	2 344	2 568	2 772	3 660	4 392

Этих скоростей достаточно, и запас не превышает 40 m. Человеку помещаться в земной ракете не следует, так как при отлете из нее космической ракеты и при торможении ее, замедление ее движения может быть для него опасным.

20. Движение космической ракеты после разбега с земли.

Имеем уравнение (1):

$$dV = -V_1 \cdot \frac{dM}{M_1 + M_2} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (1)$$

$$V = -V_1 - \ln (M_1 + M) \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (3)$$

Если начальная скорость ракеты V_0, то $M = M_2$, поэтому:

$$V_0 = -V_1 \ln (M_1 + M_2) + C \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (185)$$

Вычитаем из (185) — (3), получим:

$$V - V_0 = V_1 \ln \left[\frac{M_1 + M_2}{M_1 + M}\right] \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (186)$$

Если $M=0$, то получим наибольшую скорость V_{max}

$$V_{max.} = V_0 + V_1 \ln\left|1+\frac{M_2}{M_1}\right| \quad \ldots\ldots\ldots \quad (187)$$

Если $V_0 = 3$ *км/с* и надо иметь $V_{max} = 8$ *км/с*, положим $V_1 = 5$ *км/с*, тогда по таблице на стр. 89 получим $\frac{M_2}{M_1} = 1{,}8$.

Между тем как без земной ракеты пришлось бы при $V_{max} = 8$ *км/с* иметь $\frac{M_2}{M_1} = 4$ (таблица на стр. 89).

На основании формулы (187) имеем:

$$\frac{M_2}{M_1} = 1 - e^{\frac{V_{max} - V_1}{V_0}} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (188)$$

Пользуясь этой формулой составляем таблицу XXXII:

Таблица XXXII.

V_{max} км.	8	11	17
$V_{max} - 5$	3	6	12
$\frac{M_2}{M_1}$ (из 188).	0,8	2,31	10,0
$\frac{M_2}{M_1}$ из табл. стр. . . .	4	8	30
$V_{max} - 4$.	4	7	13
$\frac{M_2}{M_1}$ (форм. 188).	1,24	3,08	12,0
$\frac{M_2}{M_1}$ (табл. стр. 13).	4	8	30
$V_{max} - 3$.	5	8	14
$\frac{M_2}{M_1}$ (форм. 188).	1,72	4	15
$\frac{M_2}{M_1}$ (табл. стр. 13)	4	8	30

Из этой таблицы видно, что наличие земной ракеты значительно уменьшает вес космической.

В заключение приводим справку о стоимости издания этой книги:

1) Типографские расходы	2050 руб.
2) Клише	300 „
3) Чертежные работы	60 „
5) Переписка	40 „
Итого	2450 руб.

В продажу поступило 700 экз. по цене себестоимости $\frac{2450}{700} = 3$ р. 50 к.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

Предисловие 3
Введение 5

Глава первая. **Биография К. Э. Циолковского.**

Общие биографические сведения 7
Письмо К. Циолковского 8
Автобиография К. Э. Циолковского 8
Список печатных сочинений К. Циолковского 15
Рукописи К. Циолковского 18

Глава вторая. **Общий обзор главнейших работ К. Циолковского.**

Работы по аэродинамике 20
Металлический дирижабль 22
Аэростат и аэроплан 26
Реактивный вагон 28
Кинетическая теория света 29
Грезы о земле и небе и эффекты всемирного тяготения 30

Глава третья. **Ракеты К. Э. Циолковского и проект полета на них.**

Вводная статья К. Циолковского 32
История работ К. Циолковского по ракетным кораблям 34
Ракеты. Общее описание и устройство 38
1-й тип 1903 года. Ракета с прямой дюзой 38
2-й тип 1914 года. Ракета с кривой дюзой 40
3-й тип 1915 года. 41
4-й тип. Опытная ракета 2017 года 41
5-й тип. Составная пассажирская ракета 2017 года 42
6-й тип. Портативная ракета (в виде ранца) 47
7-й тип. Лунная ракета 47
8-й тип. Ракеты, приведенные в сочинении Шершевского 48
Опытная подготовка к космическим полетам 49
9-й тип. Космическая ракета (проект 1926 года) 51
10-й тип. Космические ракетные поезда 53
Реактивный аэроплан 54

Глава четвертая. **Теория полета ракеты.** 56

Глава пятая. **Работа К. Циолковского 1926 года по исследованию космических пространств.** 82

Оглавление 112

36 экз. 2 IX 31 5481 45214

Цена 3 р. 50 к.

ИМЕЮТСЯ В ПРОДАЖЕ

СОЧИНЕНИЯ Н. А. РЫНИНА

ПО

НАЧЕРТАТЕЛЬНОЙ ГЕОМЕТРИИ, ВОЗДУШНЫМ И МЕЖПЛАНЕТНЫМ СООБЩЕНИЯМ

1. „Ортогональные проекции". Цена 4 р. 50 к.
2. „Аксонометрия". Цена 2 р. 50 к.
3. „Проекции с числовыми отметками". Цена 2 р. 50 к.
4. „Перспектива".
5. „Сборник задач по Начертательной Геометрии". Цена 4 руб. 50 к.
6. „Значение Начертательной Геометрии и сравнительная оценка главнейших ее методов". Цена 2 р.
7. „Дневной свет и расчеты освещенности помещений" (руководство к проектированию оконных отверстий, световых фонарей и к построению теней). Цена 2 р. 50 к.
8. „Воздушные сообщения" (история их развития). Цена 2 р.
9. „Воздушные сообщения" (избранные статьи) изд. 1931 года.
10. „Межпланетные сообщения". Выпуск I.—„Мечты, легенды и первые фантазии". Изд. 1928 г. Цена 1 р. 70 к.
11. То же. Выпуск II. — „Космические корабли в фантазиях романистов". 1928 года. Цена 2 р.
12. То же. Выпуск III. — „Лучистая энергия в фантазиях романистов и в проектах ученых". 1931 года. Цена 4 р.
13. То же. Выпуск IV. — „Теория реактивного движения". 1929 года.
14. То же. Выпуск V. — „Ракеты". 1929 года.
15. То же. Выпуск VI. — „Суперавиация и суперартиллерия". 1929 года. 4 р.

АРХИВ
1 — НОЯБ 1931
Г. Ц. К. П.

ПЕЧАТАЮТСЯ

„Кино - перспектива".

„Межпланетные сообщения". Выпуск VIII. — „Теория космического полета".

То же. Выпуск IX. — „Астронавигация, летопись и библиография".

Перевод с немецкого сочинения Г. Оберта — „Пути к космическому полету".

Ленинград, Коломенская ул., 37, кв. 25. Н. А. Рынин